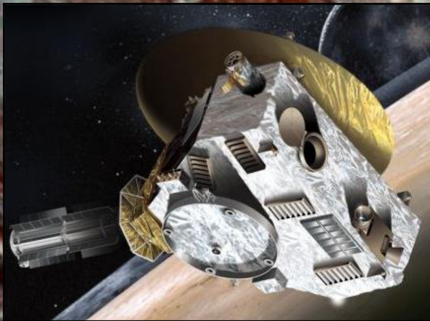
CAPSULA ESPACIAL



Revista digital de Astronáutica y Espacio

Nº 4 - 2018



Exploración de Plutón

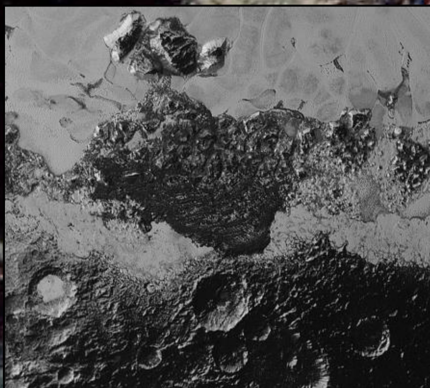


Características

New Horizons

Sobrevuelo

Descubrimientos



Queridos Amigos:

Bienvenidos a este número de *Cápsula Espacial*, aquí trataremos diversos temas, pero con un mismo objetivo, el descubrimiento de Plutón, los distintos proyectos para su investigación y la nave New Horizons, sus instrumentos científicos y el Planeta Enano Plutón, abriendo sus puertas por primera vez y mostrándonos nuevos descubrimientos, aquí veremos su superficie, su lunas y el encuentro con un objeto del Cinturón de Kuiper.

Se recomienda, para una mejor visualización, colocar la publicación en pantalla completa en la plataforma de lectura.

Muchas gracias

Biagi Juan

Contactos

Blog: https://capsula-espacial.blogspot.com

e-mail: r.capsula.espacial@gmail.com

facebook: Caps Espacial



Foto de portada: Primer plano de Sputnik Planun circundada por una zona craterizada y algunas zonas montañosas. (NASA)



Contenido

Plutón (134349 Pluto)

Descubrimiento

Observaciones por el Hubble Space Telescope

Por qué Plutón no es un planeta?

Proyectos de misiones a Plutón

Proyecto Grand Tour

Proyecto Interstellar Precursor Mission

Proyecto Pluto 350

Proyecto Pluto Fast Flyby/Drop Zond

Proyecto Orbiting Plutonian Topographic Imaging Craft (OPTIC)

Proyecto Cerberus

Proyecto Intrepid

Proyecto Phoenix Pluto Probe

Proyecto Pluto Express / Pluto Kuiper Express

Proyecto Pluto Fast Flyby

Proyecto New Horizons

Objetivos

Características generales

Sistemas de comunicaciones

Sistema de energía

Comando y Control

Instrumentos científicos

Lanzamiento

Sobrevuelo

Descubrimientos en Plutón

Nombres de Plutón

Lunas de Plutón

Foto más lejana

Objetivo lejano – MU 69 Ultima Thule

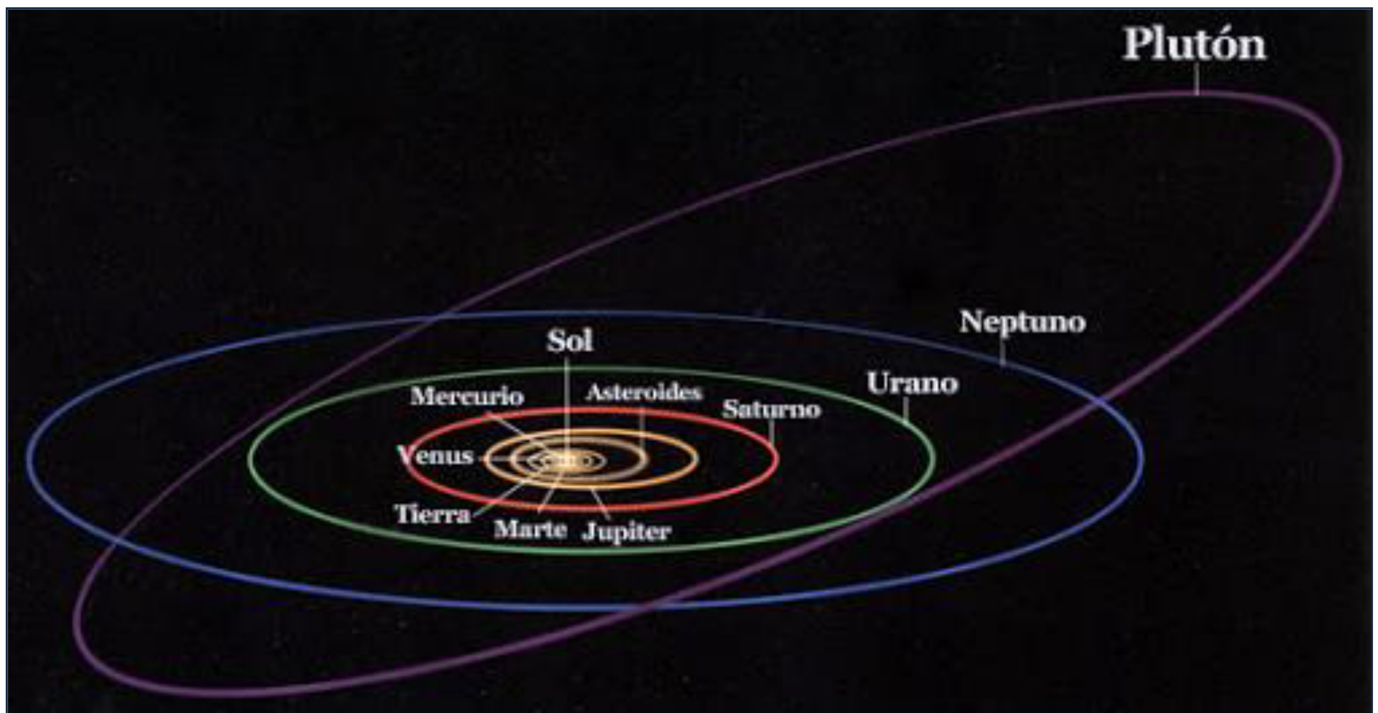
Conceptos de misiones futuras a Plutón

Pluto Orbiter y Lander - Direct Fusion Drive

Pluto Hop, Skip & Jump

Plutón (134349 Pluto)

Planeta Enano del Sistema Solar situado a continuación de la órbita de Neptuno, su nombre se debe al dios mitológico romano Plutón (Hades según la mitología griega).



El origen y naturaleza de Plutón tuvo a los astrónomos largo tiempo desconcertados, una primera hipótesis proponía que fue un satélite que había escapado de Neptuno sacado de órbita por Tritón, esta idea fue rechazada posteriormente después de que estudios dinámicos demostrasen que era imposible: las trayectorias de Plutón y Neptuno nunca se aproximan, el lugar de Plutón en el Sistema Solar comenzó a revelarse a partir de 1992, cuando los astrónomos empezaron a encontrar pequeños objetos helados más allá de Neptuno similares a Plutón no solo en las características orbitales, sino también en cuanto a tamaño y composición. Se piensa que esta población transneptuniana es la fuente de muchos cometas de periodo corto, al igual que otros objetos del cinturón de Kuiper, Plutón comparte características cometarias; por ejemplo, el viento solar está desgastando poco a poco su superficie y enviándola al espacio (esta afirmación se ha puesto en duda con el argumento de que la velocidad de escape es demasiado alta para que esto suceda) la órbita de Plutón es muy excéntrica y, durante 20 de los 248 años que tarda en recorrerla, se encuentra más cerca del Sol que Neptuno, es también mucho más inclinada respecto al plano de la eclíptica que cualquiera de la de los planetas del Sistema Solar, siendo su inclinación de 16º, no existe peligro alguno de una colisión con Neptuno porque las órbitas, cuando se cruzan, lo hacen cerca de los extremos de manera que, en sentido perpendicular a la eclíptica, les separa una gran distancia.

Plutón llegó por última vez a su perihelio en septiembre de 1989 y continuó desplazándose por el interior de la órbita de Neptuno hasta marzo de 1999, actualmente se aleja del Sol y no volverá a estar a menor distancia del Sol que Neptuno hasta septiembre de 2226, tiene un diámetro de 2400 Km, distante a 39,5 U.A. del Sol, período de rotación de 6,3 días terrestres, período de traslación de 248 años terrestres, gravedad de 0,6 m/s^2, atmósfera formada por Nitrógeno, metano y monóxido de Carbono, posee cinco satélites denominados Caronte, Hidra, Nix, Cerberos y Estigia.

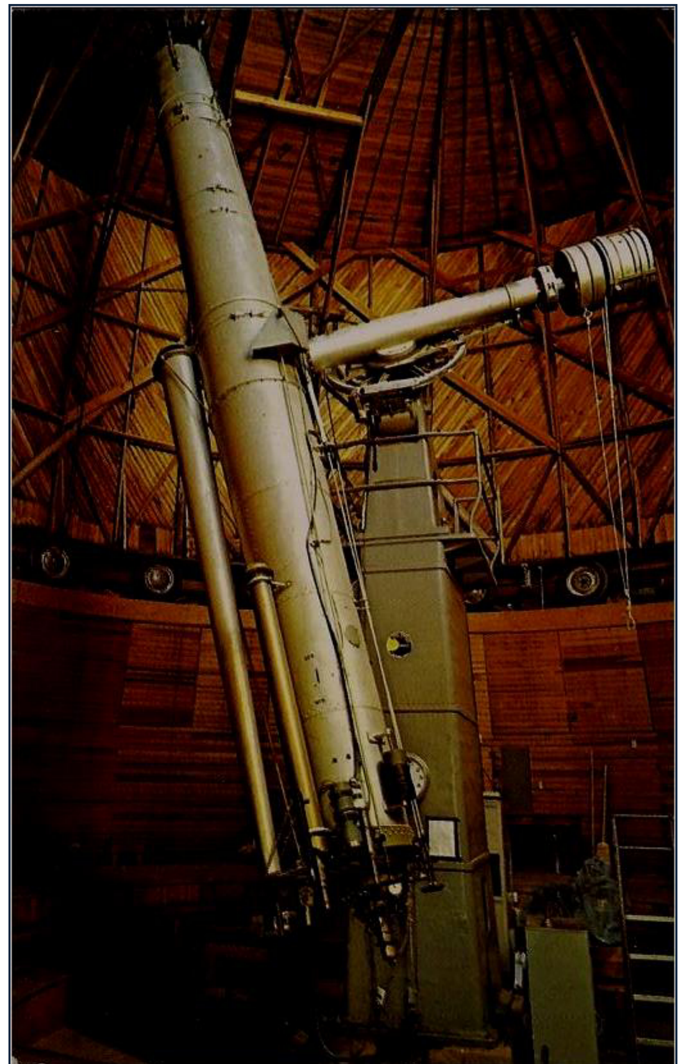
El nombre Plutón fue propuesto por Venetia Burney, estudiante de Oxford interesada en la mitología clásica, durante una conversación con su abuelo, miembro de la Biblioteca Bodleiana, éste pasó el nombre al astrónomo Herbert Turner quien, a su vez, envió un cable a sus colegas estadounidenses con la propuesta, el nombre fue anunciado el 1-05-1930, en la elección final del nombre ayudó que las dos primeras letras coincidieran con las iniciales de Percival Lowell (su símbolo astronómico ♇ es una representación de dichas letras).

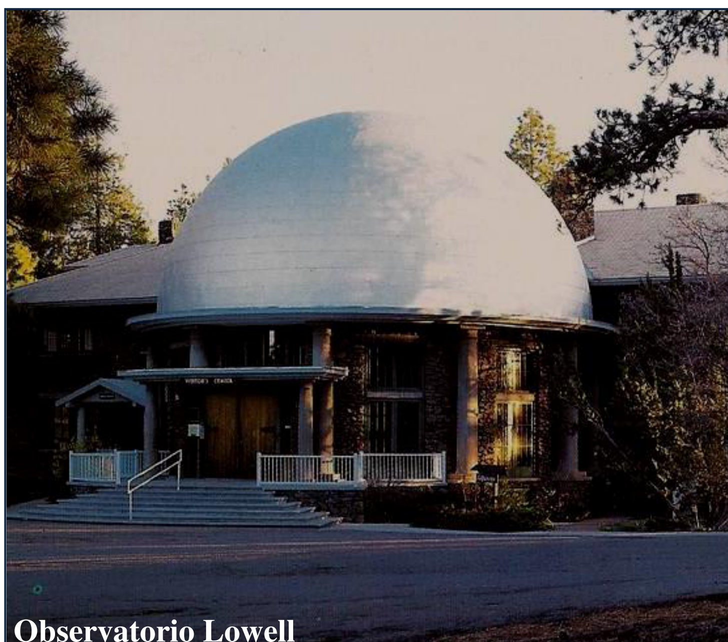
Descubrimiento

En el siglo XIX, Urbain Le Verrier empleó la mecánica newtoniana para predecir la posición de Neptuno tras analizar las perturbaciones en la órbita de Urano, observaciones posteriores de Neptuno, a finales del siglo XIX, llevaron a los astrónomos a conjeturar que otro planeta, además de Neptuno, perturbaba la órbita de Urano.

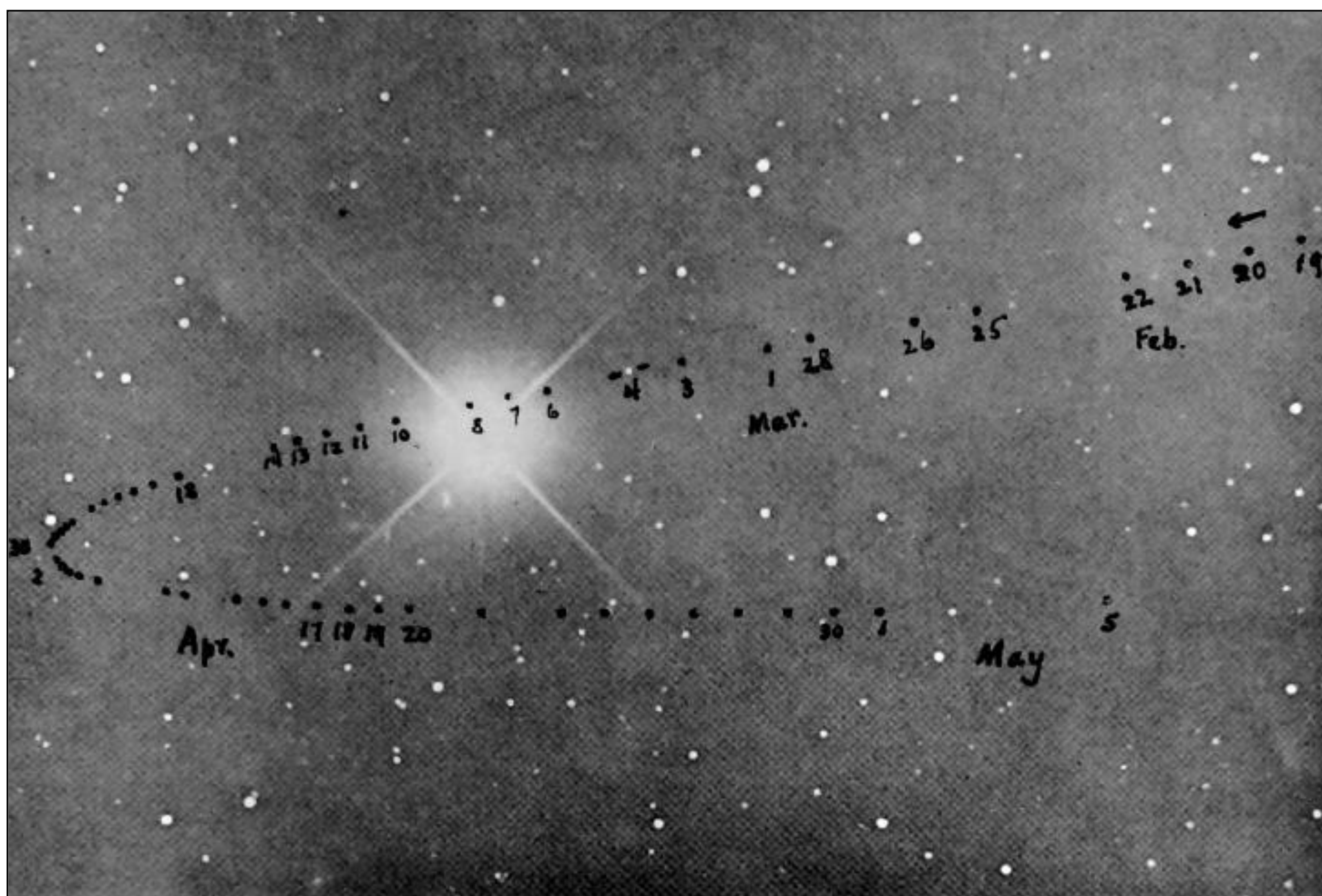
En 1906, Percival Lowell, en su observatorio en Flagstaff, Arizona, inició un intenso programa de búsqueda del noveno planeta, al que llamó Planeta-X; en 1909, él y William Pickering habían sugerido varias coordenadas celestes donde podría encontrarse dicho planeta; Lowell y los miembros de su observatorio llevaron adelante la búsqueda, sin obtener resultados hasta la muerte de aquel en 1916, sin saberlo, lo habían fotografiado en placas del 19-03-1915 y el 7-04-1915, donde aparecía como un objeto débil, también existían otras 14 observaciones conocidas, siendo la más antigua la realizada en el Observatorio Yerkes el 20-08-1909.


Plutón 23-01-1930

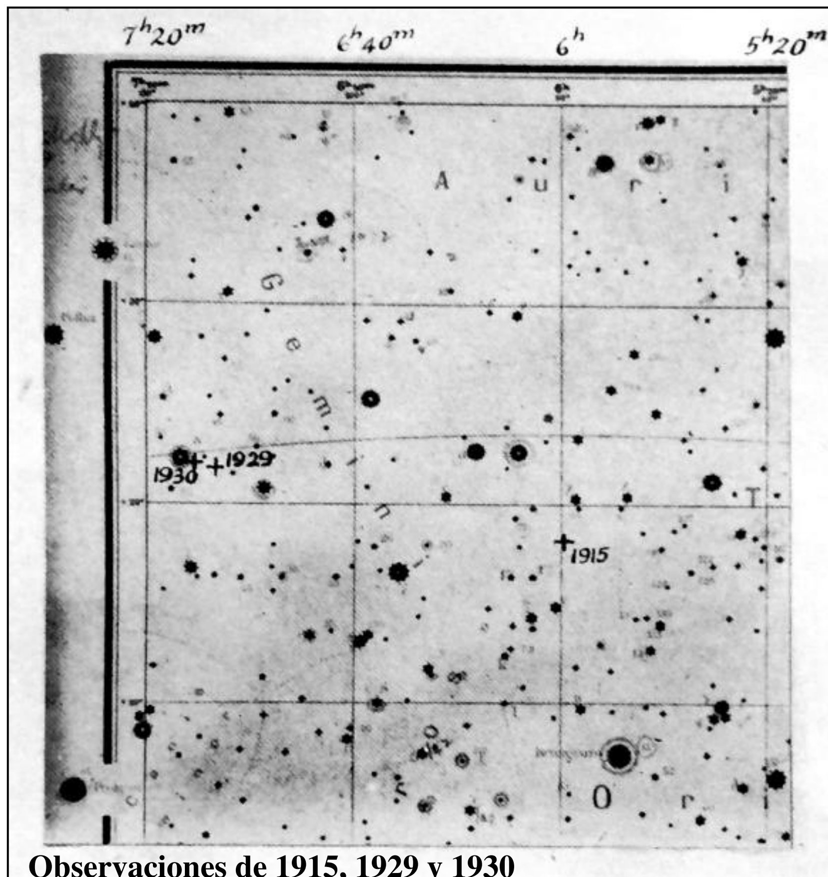



Observatorio Lowell

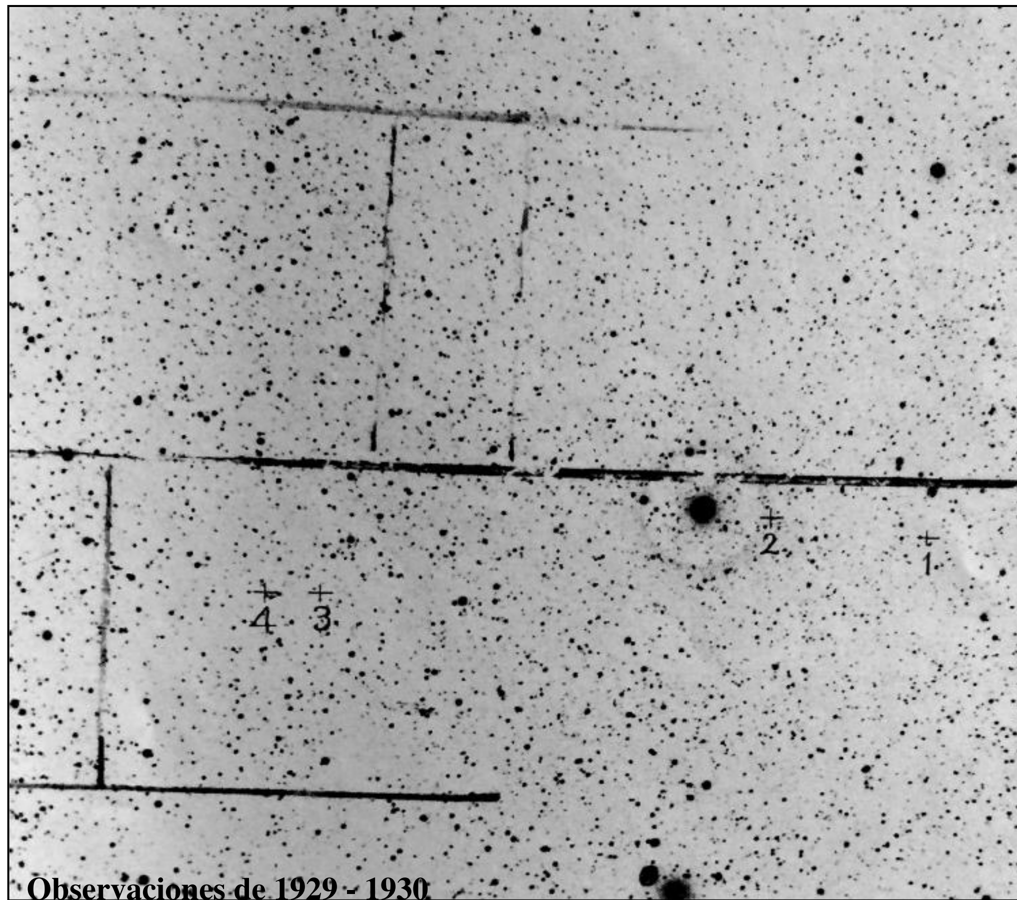
En 1929, el nuevo director del observatorio Lowell, encarga la búsqueda del planeta transneptuniano a Clyde Tombaugh, tomando de a pares de fotografías del cielo nocturno para, a continuación, examinar cada par y de esa manera determinar si algún objeto había cambiado de posición, usó para ello un microscopio de parpadeo, aparato que creaba una ilusión de movimiento al desplazar rápidamente dos fotografías sobre sí mismas y permitía así detectar cambios en la posición de los objetos o en la apariencia de las imágenes, luego de un año de búsqueda, encuentra un objeto que se había movido en las placas tomadas el 23 y 29-01-1930 y una fotografía tomada el 21 ayuda a confirmar el movimiento, cuando obtiene fotografías adicionales de confirmación, la noticia del descubrimiento se telegrafió al observatorio del Harvard College el 13-03-1930.



Una vez descubierto el débil brillo de Plutón y la imposibilidad de resolver su disco arrojaron dudas sobre la idea de que fuese el Planeta-X de Lowell, además, el valor de la masa se revisó a lo largo del resto del siglo, las primeras estimaciones se hicieron tomando las supuestas perturbaciones en Urano y Neptuno, en 1931, se calculó que Plutón tenía una masa similar a la terrestre; en 1948, una nueva estimación la redujo hasta igualarla con la de Marte; en 1975, D. Cruikshank, C. Pilcher y D. Morrison, calcularon por primera vez su albedo y encontraron que coincidía con el del hielo de metano, demostrando que Plutón tenía que ser bastante luminoso para su tamaño y que no podría tener más del 1 % de la masa de la Tierra. El descubrimiento de su luna Caronte, en 1978, permitió medir la masa de este directamente (aproximadamente un 0,2 % la masa de la Tierra) demasiado pequeña para explicar las discrepancias de la órbita de Urano; en 1992, Myles Standish usó datos del sobrevuelo de Neptuno de la Voyager 2 (durante el cual se revisó la estimación de la masa de Neptuno a la baja en un 0,5 %, equiparable a la masa de Marte) para recalcular su efecto gravitatorio en Urano, con las nuevas cifras, las discrepancias desaparecieron, Lowell hizo una predicción de la órbita y posición del Planeta-X que estuvo bastante cerca de la órbita de Plutón y su posición en el momento del descubrimiento.



Observaciones de 1915, 1929 y 1930

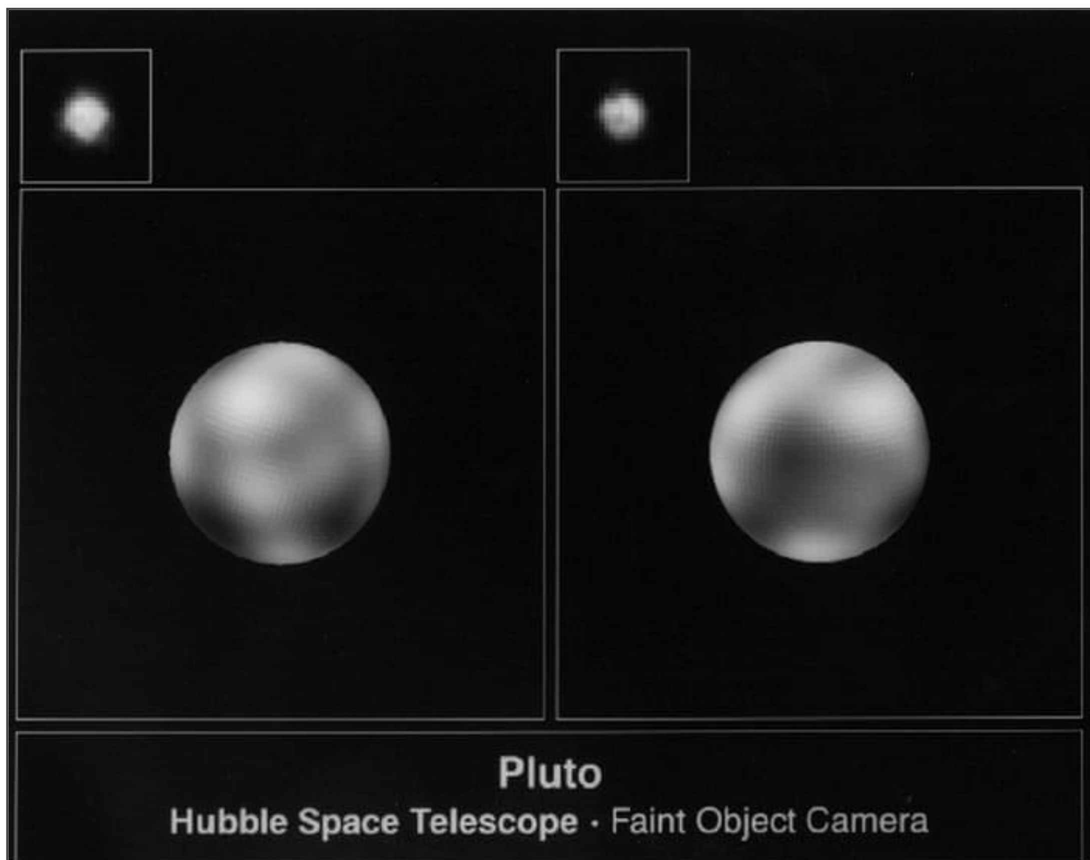


Observaciones de 1929 - 1930

Observaciones por el Hubble Space Telescope

El 21-02-1994, utilizando la cámara de objetos lejanos del Telescopio Espacial Hubble, se le pudo tomar las fotografías más cercanas de Plutón y su luna Caronte hasta ese momento y poder crear (estimativamente y sin poder determinar su superficie) un mapa del planeta.





¿Por que Plutón no es un planeta?

Todos los planetas del Sistema Solar orbitan el Sol en un plano relativamente plano, sin embargo, la órbita de Plutón presenta un ángulo de 17°, además, su trayectoria es excepcionalmente errática y atraviesa la órbita de Neptuno, su luna Caronte es aproximadamente la mitad del tamaño de Plutón, por lo que algunos astrónomos lo consideran un sistema binario en vez de un planeta y su satélite.

Tras un largo debate sobre la clasificación de Plutón, la Unión Astronómica Internacional (IAU) decidió el que no debía ser considerado un planeta, la Resolución 5A, en particular, estableció el criterio para este dictamen.

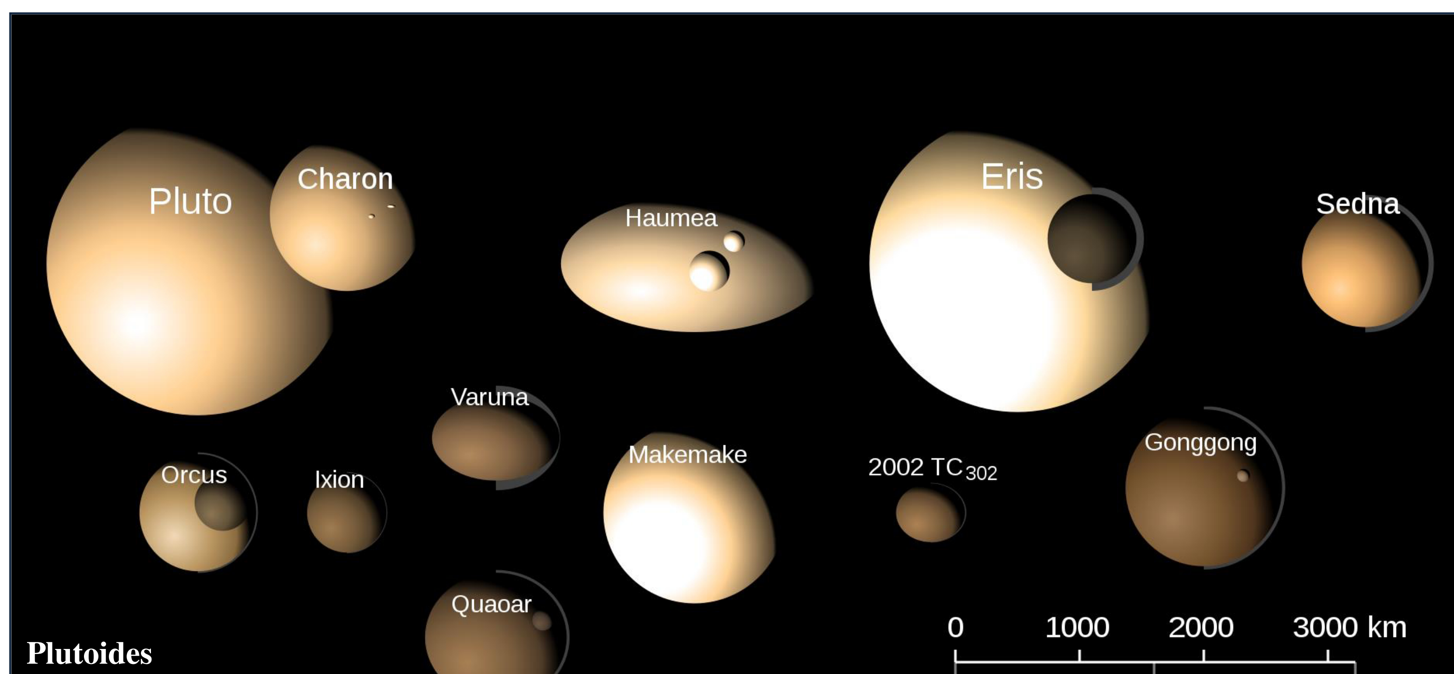
Define un planeta como un cuerpo celeste que

a) Orbite el Sol
b) Tenga la suficiente masa para mantener una figura redonda
c) Su órbita no interfiera con la de otros planetas, Plutón cumple con las primeras dos instancias, no cumple con la última (su órbita atraviesa la de Neptuno).

La Resolución 5A también establece dos nuevas categorías de objetos que orbitan el Sol: Planetas Enanos y Cuerpos Menores del Sistema Solar, un Planeta Enano se define como aquel cuerpo celeste que

a) Esté en órbita Solar,
b) Tenga suficiente masa para que su propia gravedad le otorgue una forma esférica,
c) No sea un satélite de un planeta u otro cuerpo estelar y d) no haya limpiado la vecindad de su órbita.

Plutón es considerado un Planeta Enano junto con Ceres y 2003 UB313 (objeto celeste más lejano que Plutón) sin embargo, no todos los astrónomos están de acuerdo con esta clasificación, ya que el término Planeta Enano resulta confuso (considerando que no es en realidad un planeta) y que fue un grupo selecto de expertos quien participó en la votación durante la asamblea celebrada en Praga el 24-08-2006, también se creó una nueva categoría denominada Plutoide, en la que se incluye a Plutón, finalmente nuestro Sistema Solar queda definido en 8 planetas, los cuales son Mercurio, Venus, Tierra, Marte, Júpiter, Saturno, Urano y Neptuno.

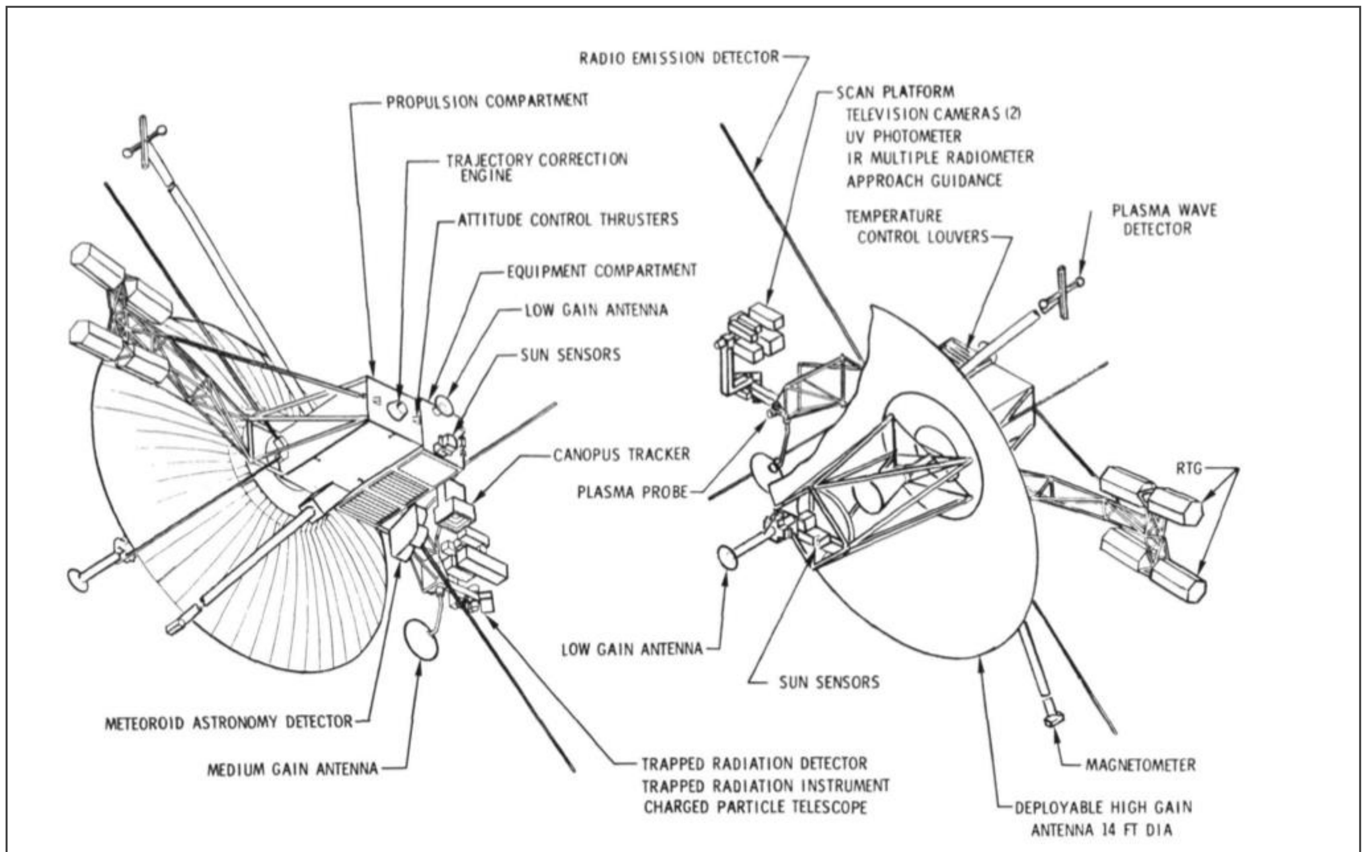


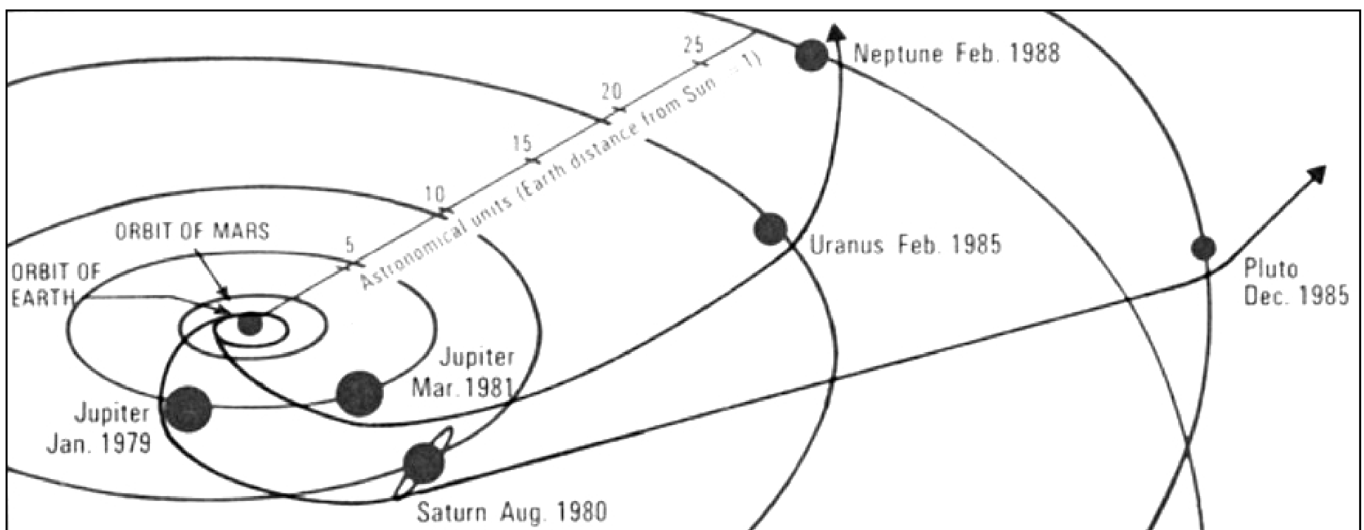
Plutoides

Proyectos de misiones a Plutón

Proyecto Grand Tour

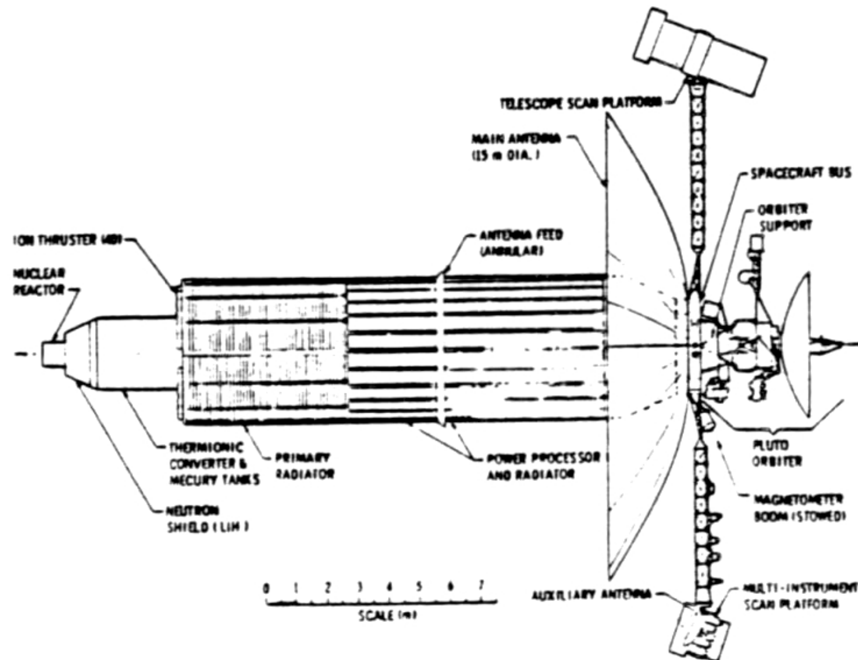
Durante la década de 1970, cuando se estaban diseñando las órbitas del Proyecto Grand Tour (posteriormente sondas Voyager) se contempló que la sonda Voyager 1 realizara un sobrevuelo a Plutón en 1985, pero finalmente se descartó a favor de sobrevuelos de la luna de Saturno Titán, que revestía mayor interés científico; en el vuelo de la sonda Voyager 2, cuando esta sobrevoló Neptuno en 1989, Plutón se encontraba muy alejado en su órbita, descartándolo por completo; mas adelante se llevarían a cabo diversos proyectos de naves para explorar el lejano planeta enano.

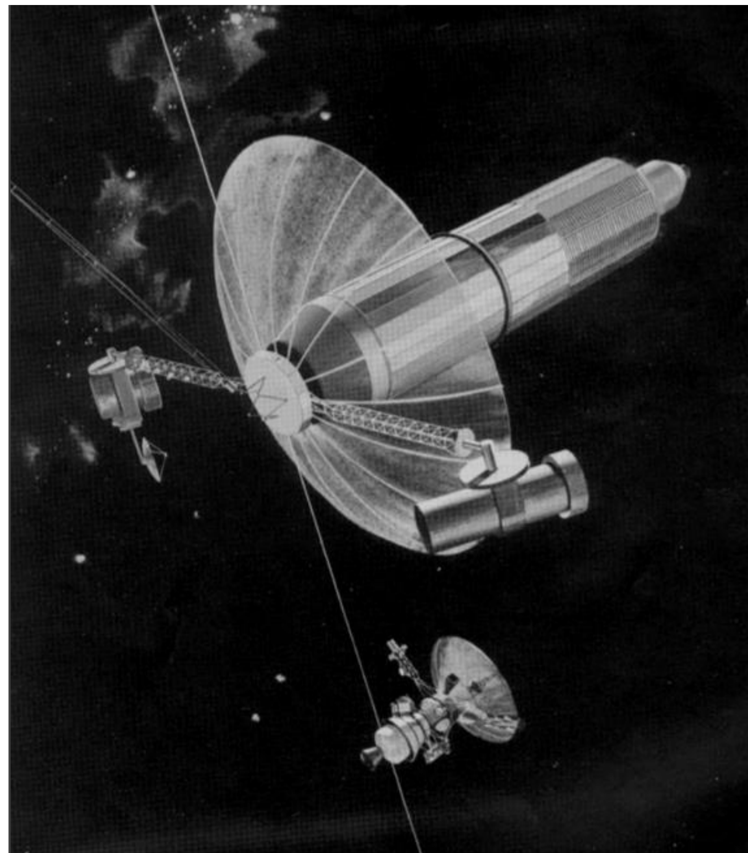




Proyecto Interstellar Precursor Mission

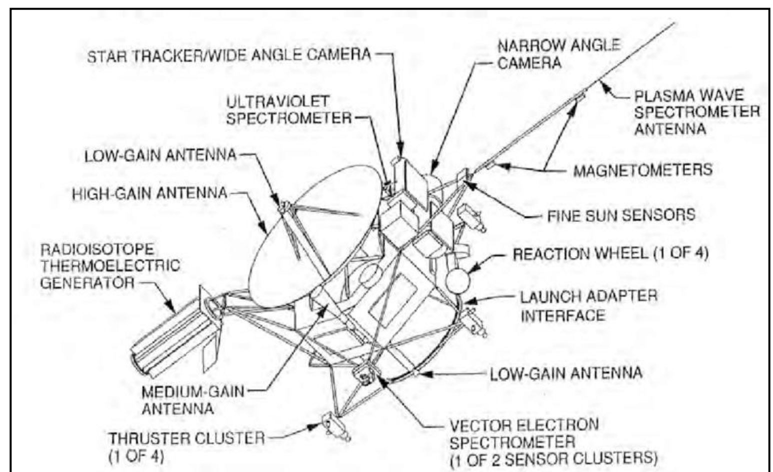
Este ambicioso proyecto creado en la década de 1980, tenía por objetivo mandar una sonda a la heliopausa, tendría un gran peso, lo que debería ser ensamblada en órbita terrestre mediante misiones del STS, iría equipada con un reactor nuclear, usando un sistema de propulsión eléctrico (NEP) con motores iónicos, su objetivo era el de llevar una sonda para el estudio de Plutón que se separaría al pasar por sus cercanías, el orbitador sería similar a la sonda Galileo y usaría una etapa propulsiva con el fin de reducir su elevada velocidad y colocarse en órbita alrededor de Plutón.





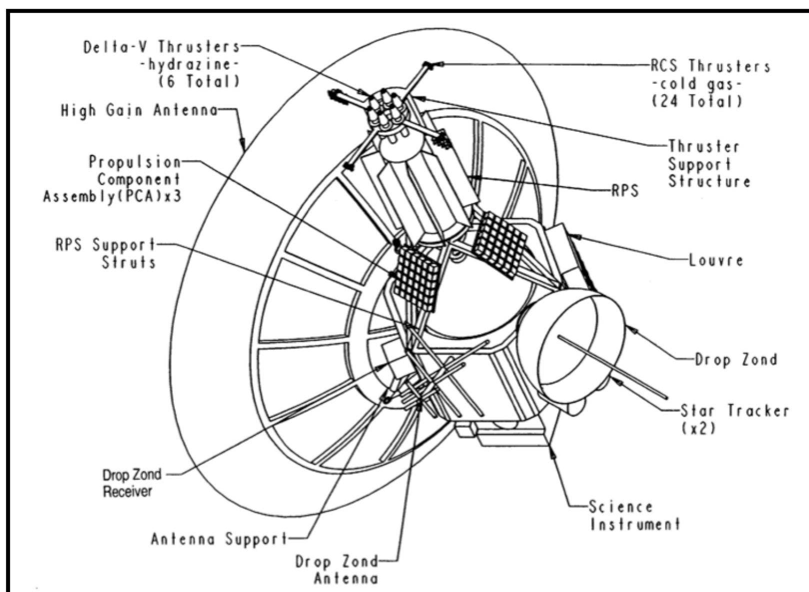
Proyecto Pluto-350

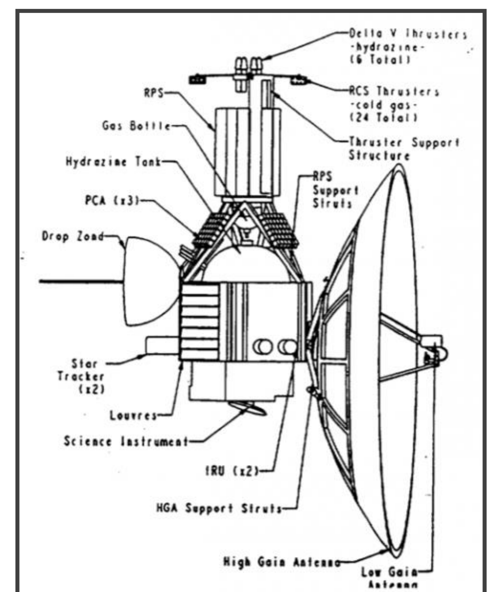
El primer estudio sobre la viabilidad de una misión a este planeta fue realizado en los años 1989-1990 (luego del sobrevuelo de la luna de Neptuno, Tritón por la sonda Voyager en 1989) por el Discovery Program Science Working Group y denominado Pluto-350, considerándose el sobrevuelo de Plutón con una pequeña sonda con un equipo científico mínimo, con un peso de 350 Kg, llevando generadores RTG, equipo de comunicaciones que permitiría realizar el experimento de radio, sistemas de imágenes, espectrómetro UV, paquete de prueba de plasma, su diseño le permitiría viajar más rápido y ser más rentable en contraste con la mayoría de otros proyectos de gran presupuesto que la NASA estaba desarrollando en ese momento, el objetivo era despegar a bordo un cohete Delta-II en 1999, hacer una serie de pasajes alrededor de Venus y la Tierra, y una asistencia gravitacional cerca de Júpiter en 2009 para poder hacer un sobrevuelo a Plutón alrededor de 2015.

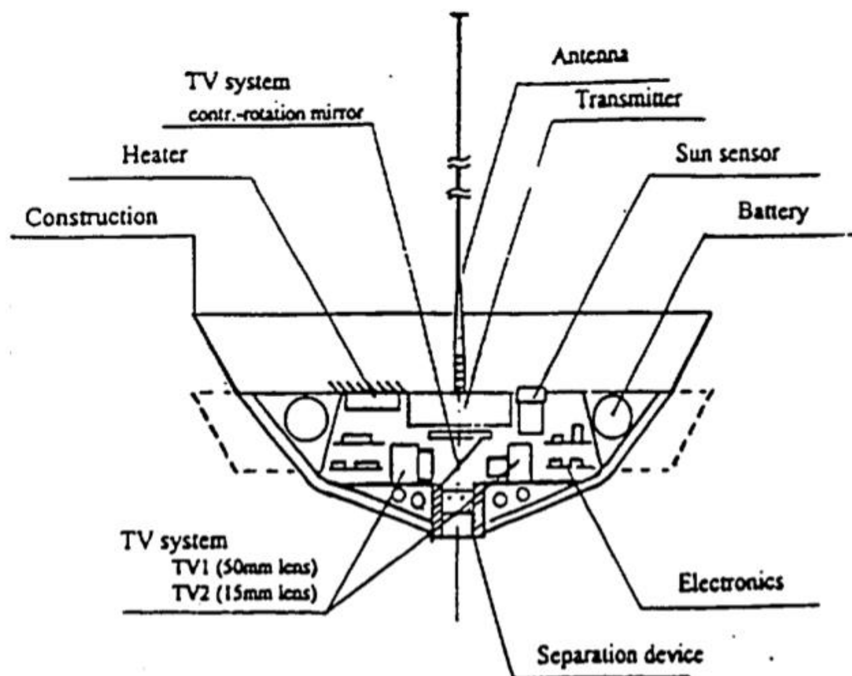


Proyecto Pluto Fast Flyby/Drop Zond

Proyecto conformado por 2 sondas de 150 Kg alimentadas con generadores RTG; se buscó la cooperación con la Agencia Espacial Europea (ESA) del que demostró poco interés y Rusia, que desarrolló la idea de lanzar las nave a bordo de un cohetes Protón y también proporcionaría sondas de 6 Kg (Drop Zond) que entrarían en la atmósfera de Plutón realizando fotografía y espectrometría de masas antes de chocar con la superficie; el Instituto alemán Max Plank presentó la posibilidad de cubrir parte de los costos del cohete Protón y propuso agregar una sonda adicional que estudiaría Io durante su sobrevuelo por Júpiter; finalmente PFF nunca entró en la fase de diseño, ya que en ese momento se definieron otras prioridades en la investigación planetaria y se encargó un análisis de la posibilidad de realizar una misión sin generadores RTG, sin cooperación internacional y usando un cohete Delta-II para su lanzamiento, este estudio fue realizado por el JPL, demostrando que una misión con baterías sería demasiado arriesgada o más allá de las posibilidades técnicas disponibles.





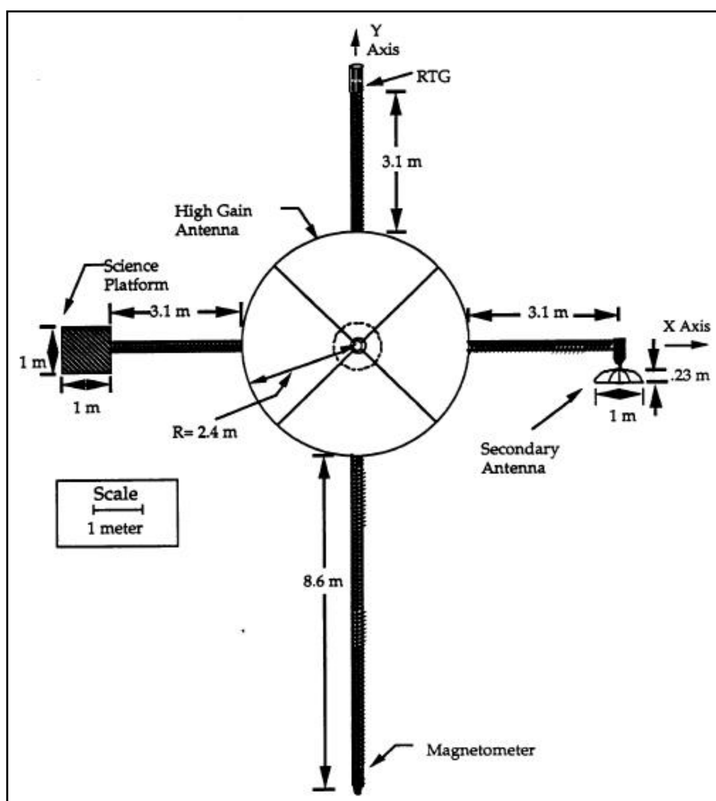

Antenna
TV system
contr.-rotation mirror
Transmitter
Heater
Sun sensor
Construction
Battery
TV system
TV1 (50mm lens)
TV2 (15mm lens)
Electronics
Separation device

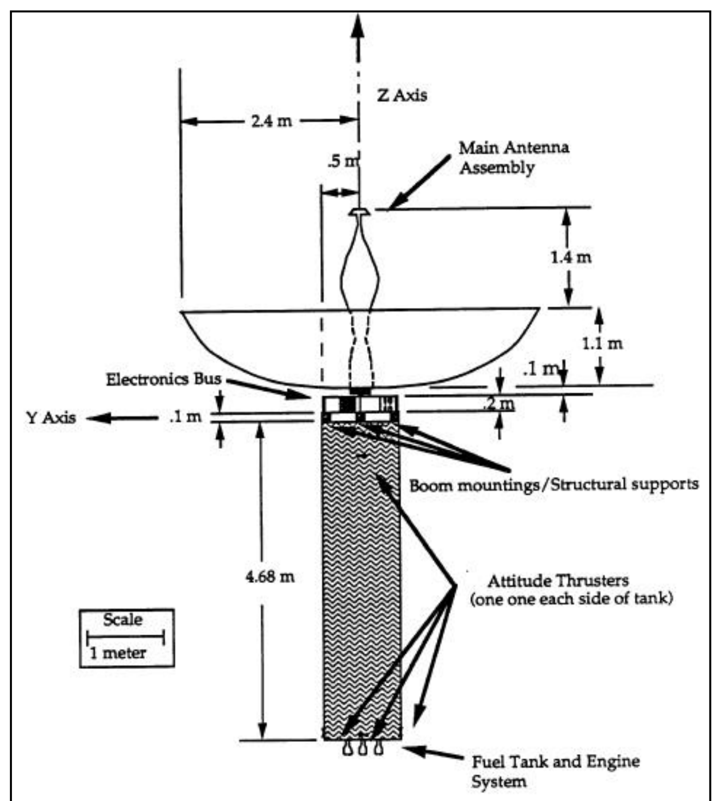
Proyecto Orbiting Plutonian Topographic Imaging Craft (OPTIC)

Dado que los tiempos de los encuentros sobrevuelos son extremadamente breves (el encuentro con Neptuno de 1989 fue de solo 5 días) y uno de los principales requisitos de la propuesta era la de estudiar el sistema de Putón, debido a problemas logísticos y técnicos incluidos en la opción de módulo de aterrizaje y recomendaciones de la NASA, junto a la comunidad científica, se eligió un orbitador como la mejor configuración.

En los estudios iniciales, se examinaron una multitud de otros posibles instrumentos, limitándose a cinco antes de elegir el magnetómetro y el espectrómetro UV, la limitación de peso simplemente eliminó el número de instrumentos, no el tipo, el magnetómetro fue elegido por el interés científico en la existencia de un campo magnético sobre Plutón y Caronte, los datos de las lecturas del magnetómetro y las imágenes de la cámara serían de mayor interés para más miembros del mundo científico que otros dispositivos especializados de adquisición de datos, lo que podían generar más estudios y análisis que otras formas de datos sólo podrían ser relevantes para unos pocos expertos, el magnetómetro se basaba en el diseño del utilizado por la sonda Galileo, cuando se recopilarían los datos del magnetómetro, la nave se colocaría en una velocidad de rotación de 3,15 rpm alrededor de su eje Z, pudiendo obtener datos de campo más completos, debido a este movimiento giratorio, la adquisición de datos del magnetómetro no podía ocurrir simultáneamente con la recolección de datos de otros instrumentos.

El mando de control y comunicación sería el responsable de la adecuada gestión de todos los datos generados por la nave espacial, siendo estos, datos científicos, de ingeniería, imágenes fotográficas o de radar de su superficie, el seguimiento proporcionaría información sobre la velocidad de la nave, posición, y el medio interestelar, si la señal pasara a través de un atmósfera, entonces también se podía determinar la composición atmosférica, en un principio el paquete de instrumentos contemplaba un altímetro láser, una microsonda de análisis de gravedad y un espectrómetro IR, se descartaron principalmente por la incertidumbre de su necesidad o de la capacidad para desarrollarlos, el sistema de propulsión sería por medio de cohetes y la energía sería proporcionada por generadores RTG, con la idea de llegar a Plutón de forma directa en 20 años





Proyecto Cerberus

La idea de este proyecto de 1990 era la de desarrollar un diseño conceptual para una nave espacial para el estudio del sistema de Plutón optimizando el rendimiento, peso y costo con una nave espacial simple, confiable y fácil de operar, utilizando los últimos avances en inteligencia artificial disponibles para 1999.

Cerberus también utilizaría los últimos avances en la industria para satisfacer las estrictas demandas de un viaje al borde del Sistema Solar, esta decisión se basó en los resultados de estudios preliminares de trayectoria utilizando el programa de optimización de impulsos múltiples (MULIMP) así como otras consideraciones (la tecnología existente en ese momento no facilitaba el transporte de la masa de combustible necesaria para establecerse en órbita de Plutón, excluyendo las misiones de clase orbitador y módulo de aterrizaje) los estudios de MULIMP produjeron valores ΔV que serían necesarios para la inserción orbital, Plutón y Caronte están separados por 19400 Km, un objeto colocado en órbita alrededor de Plutón probablemente tendría su órbita perturbada de tal manera que abandonaría el sistema de Plutón, la idea principal de esta misión era la de un sobrevuelo al planeta, proporcionando información necesaria para el lanzamiento de una misión tipo orbitador o módulo de aterrizaje, cuando la tecnología para dicha misión estuviera disponible.

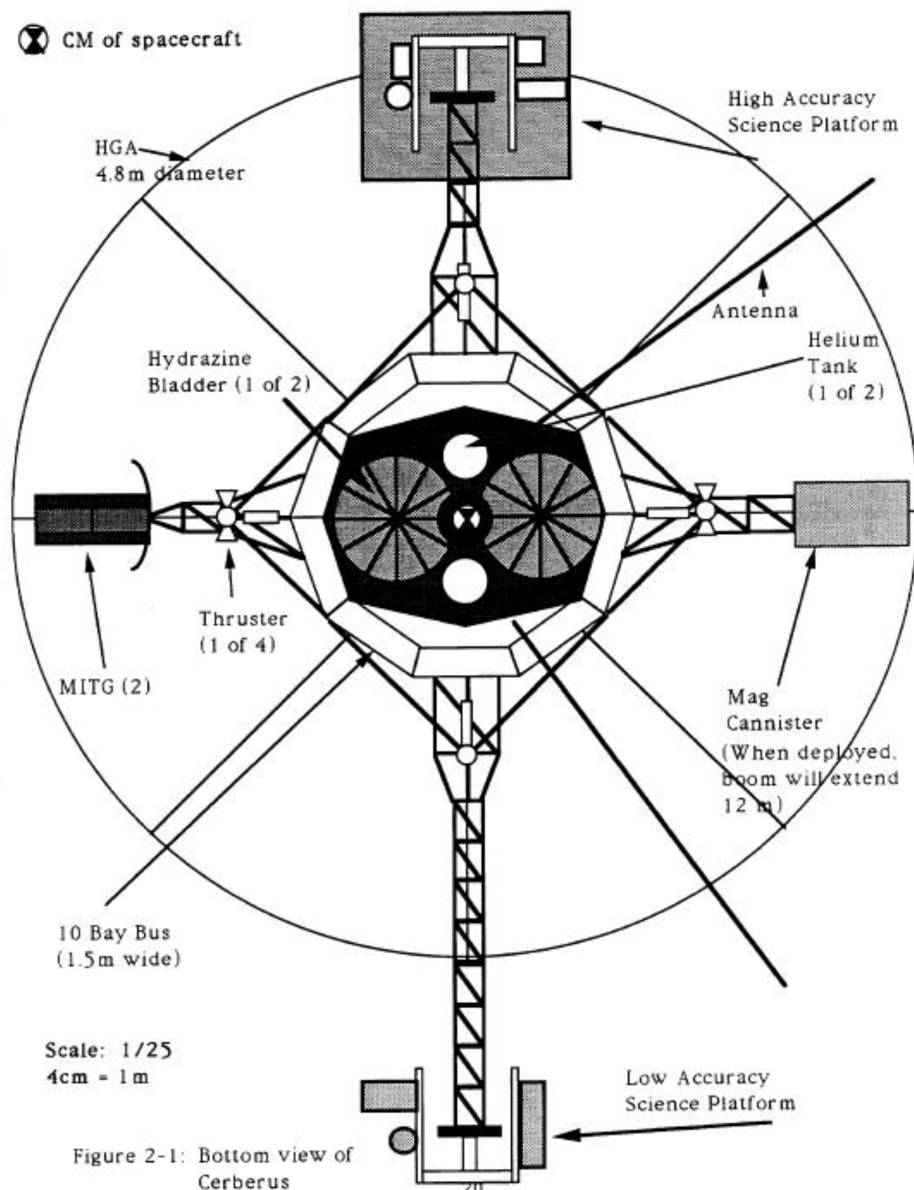


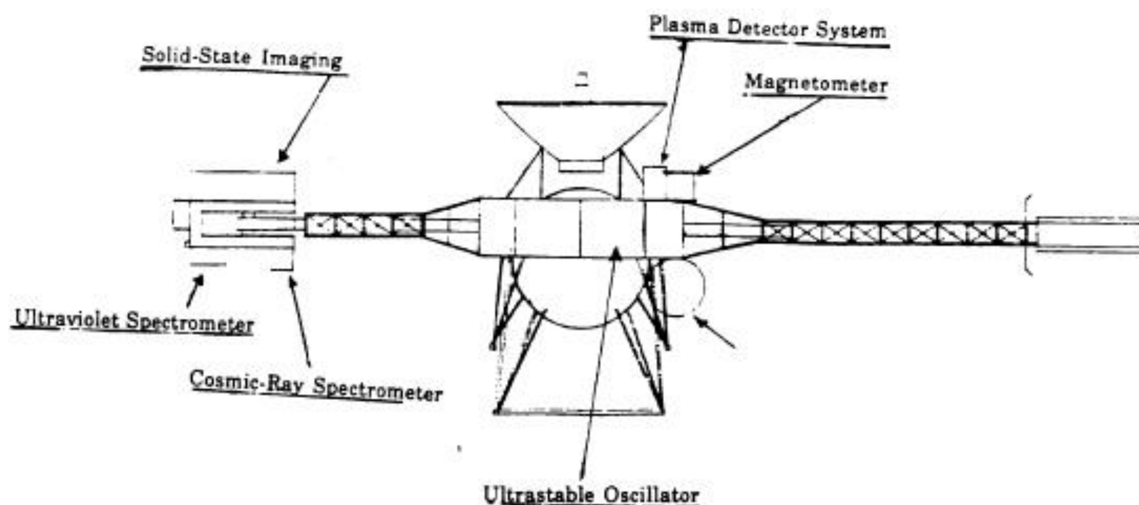
Figure 2-1: Bottom view of Cerberus

Proyecto Intrepid

Esta nave, diseñada en 1990, con un peso estimado en 1245 Kg, y su lanzamiento a bordo de un cohete Titán III-D Centaur, tenía como objetivos científicos los de responder a preguntas sobre la edad y origen del sistema de Plutón, clasificación como planeta, interacciones dinámicas internas, reunir características planetarias como la composición de su superficie, atmósfera, campo magnético, tasas de rotación, además, Intrepid examinaría el espacio interplanetario por el que pasaría, recopilando datos sobre el viento solar, el medio de partículas interestelar y los campos magnéticos solares e interplanetarios, durante su vuelo por el sistema joviano, éste proporcionaría una asistencia gravitacional a la nave, la que apuntaría sus instrumentos de exploración hacia Júpiter para obtener más información sobre su sistema planetario, ayudando estas investigaciones, a monitorear la calibración y el desempeño de los instrumentos de campo.

Al llegar a Plutón y Caronte, se examinarán la mayoría de los objetivos científicos. Los instrumentos de detección recopilarían datos sobre el sistema de Plutón hasta tres meses antes de la fecha del encuentro, estudiando la transición entre los medios interplanetarios y el viento solar/medios interestelares, la interacción de los campos magnéticos planetarios de Plutón y Caronte, la estructura de las magnetosferas del sistema, la ionosfera, los perfiles de densidad del plasma, las velocidades de rotación y la interacción dinámica entre Plutón y su luna, durante el sobrevuelo del planeta el carácter atmosférico sería analizado de cerca, incluyendo cualquier característica inusual, perfiles de temperatura, presión y composición, la instrumentación científica realizaría un mapeo de la geología de su superficie, examinando los casquetes polares, las variaciones de color y albedo de la superficie, determinando las tasas de cráteres, densidades, masas y radios precisos de las figuras planetarias, el equipo de imágenes tomaría numerosas fotografías de Plutón y Caronte (toda esa información se utilizaría para comprender qué tipo de sistema planetario comprenden Plutón y Caronte, y si Plutón en realidad (al ser el planeta más alejado del Sol, que nunca había sido examinado por una nave espacial) fue una luna que se escapó de Neptuno, un asteroide de gran tamaño o es realmente un planeta.

Para cumplir con estos requisitos inherentes y explícitos, el hardware científico se había seleccionado de misiones anteriores al espacio profundo, la decisión de usar hardware existente reducía en gran medida los costos de desarrollo involucrados, garantizaba que pudieran sobrevivir al entorno del espacio profundo y que eran realmente confiables, en este proyecto se incluyeron menos experimentos que en misiones anteriores para mantener el diseño de la nave espacial simple, con pocos requisitos de masa y energía mientras se llevaran a cabo los objetivos científicos y con instrumentación con componentes de larga vida útil y lo suficientemente reciente como para tener tecnología relativamente actual al llegar al planeta, las misiones que mejor se ajustaban a estos requisitos eran las series Voyager, Galileo y Mariner Mark II. Aunque la serie Mariner Mark II no se habían lanzado, se había realizado una investigación considerable para garantizar que este tipo de naves pudiera enviarse al espacio profundo.



Proyecto Phoenix Pluto Probe

En 1991 se presenta el Proyecto Phoenix Pluto Probe, con un peso total de 20 tn, llevaría un sistema de propulsión eléctrica nuclear (NEP) con 12 tn de combustible, indicando este sistema de propulsión eléctrica como un punto fuerte en el uso en una misión de este tipo, como suministro continuo de energía, especialmente lejos del sol, baja aceleración, posible ahorro de tiempo de viaje, bajo consumo de combustible y un alto impulso específico, lo que lo hacía atractivo para misiones con un ΔV alto, como el caso de un viaje a Plutón, otra razón por la que el NEP era importante fue la larga vida útil de estos reactores, lo que permitiría misiones de larga duración con cargas útiles pesadas, aparte eran seguros, aumentando la confiabilidad y operativamente flexibles, siendo un desarrollo útil para futuras naves espaciales.

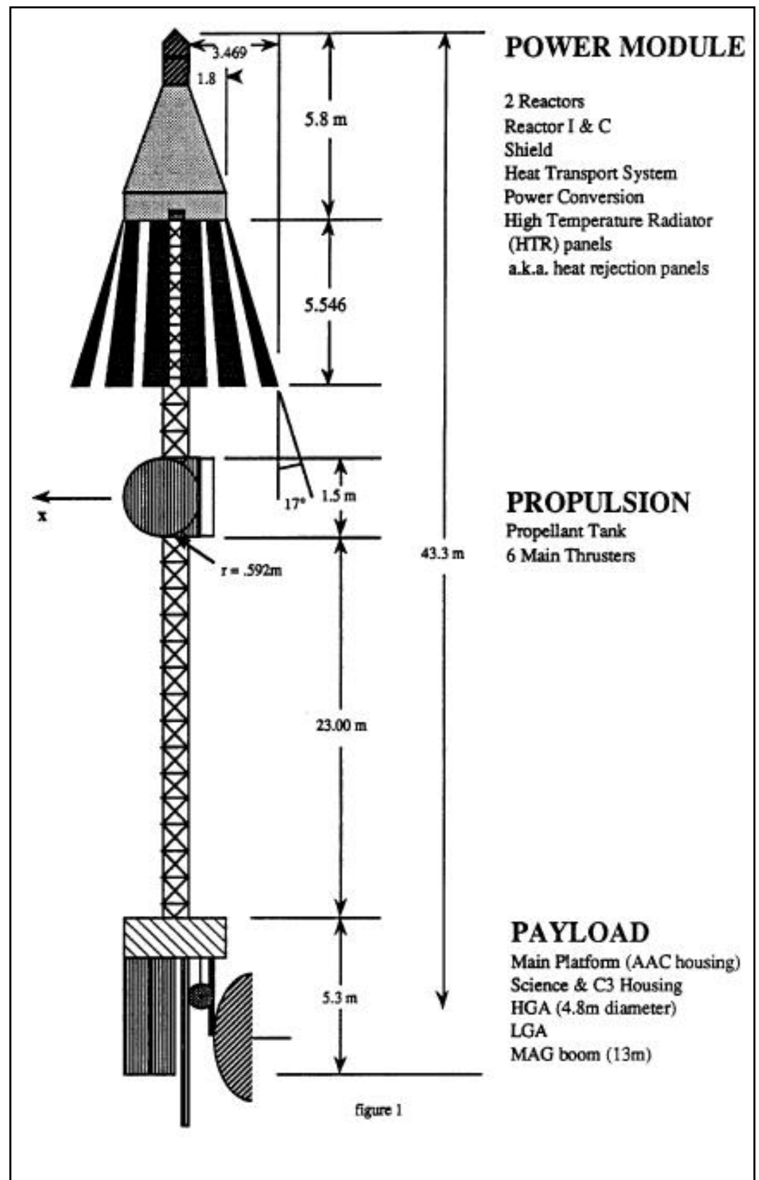


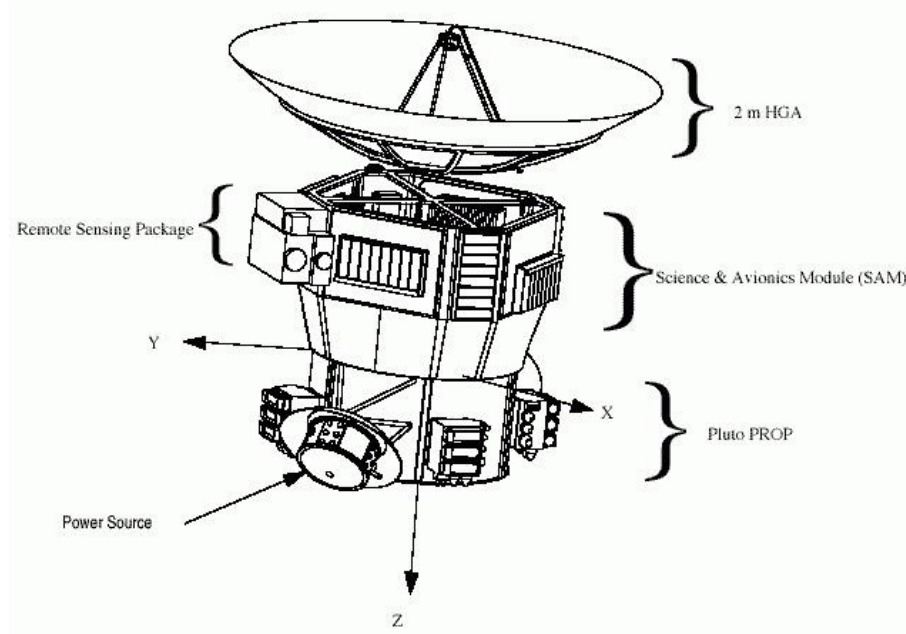
figure 1

El orbitador Phoenix, iría equipado con muchos instrumentos científicos, permitiría al equipo científico tomar medidas más precisas con el Fotopolarímetro, imágenes en estado sólido, estudios con los espectrómetros de IR cercano, visible y UV darían un diseño completo de las propiedades térmicas, el paisaje, la mineralogía y la atmósfera de Plutón, aunque el estudio del sistema de Plutón era el objetivo principal, también se contemplaba obtener información valiosa sobre Júpiter, Marte, el cinturón de asteroides y cometas, asteroides o cuerpos celestes que la misión pudiera encontrar durante su viaje, la nave llevaría 12 instrumentos científicos durante el transcurso de la misión Phoenix, 4 de teledetección, 6 de campos y partículas y un instrumento de radiociencia (estos dos últimos se correlacionarían con información de recibida por misiones anteriores).

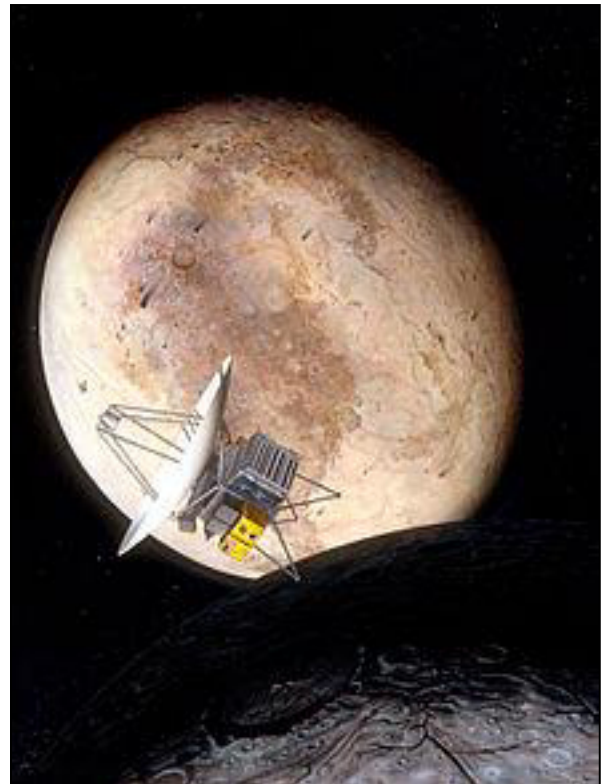
El subsistema de imágenes científicas era el experimento más valioso del orbitador Phoenix, los científicos al creer que Plutón tendría una atmósfera delgada o inexistente durante la misión, permitiría una oportunidad para una determinación precisa de la morfología y geología de la superficie de Plutón y su luna Caronte, las imágenes visuales obtenidas ayudarían a relacionar datos adquiridos por otros sensores remotos con ciertas características de la superficie, una de las ventajas que ofrecía el Proyecto Phoenix Pluto Probe, sobre una misión de sobrevuelo era que el orbitador podía girar alrededor del sistema de Plutón, lo que permitiría obtener imágenes de todo el sistema y podía acercarse a la superficie, lo que le permitía tomar fotos de mayor resolución, como también estudiar las atmósferas y formaciones de nubes superiores de otros planetas como Marte o Júpiter.

Proyecto Pluto Express / Pluto Kuiper Express

A mediados de la década de 1990, hubo un aumento del interés en el estudio de objetos del Cinturón de Kuiper, y la administración de la NASA recomendó al JPL que reanudara sus estudios en una misión de clase PFF, este tipo de misión se denominó más tarde Pluto Express o Pluto-Kuiper Express (PKE) sería una sola nave de 175 Kg con 9 Kg de equipo científico y un registrador con una capacidad de 2 Gb, su lanzamiento se llevaría a cabo entre 2001 y 2006, la elección de los instrumentos se llevaría a cabo en 1997, desafortunadamente, la NASA inicia drásticos recortes en este programa y en el año 2000, se cancela el proyecto.



Proyecto Pluto Fast Flyby



En la División de Exploración del Sistema Solar, se formó un Grupo de Trabajo Científico de los Planetas Exteriores para definir los objetivos científicos de dicha misión, documentar su valencia y preparar una selección de instrumentos; hacia 1992, la mayor parte de este trabajo se había completado, pero, debido a la financiación insuficiente en ese momento el Grupo llevó a cabo análisis de una misión tipo Pluto-350 y apareció en el JPL un nuevo concepto para una misión a Plutón, la sonda Pluto Fast Flyby, consistiría en dos sondas lanzadas a bordo de un cohete Titán IV-Centaur, con un peso de entre 35/50 Kg, llevaba alrededor de 7 Kg de instrumentos científicos altamente miniaturizados (que en ese momento no existían) el proyecto permitía dos vuelos alrededor de Plutón, el vuelo al planeta tardaría entre 7-8 años, asumiendo un sobrevuelo de Júpiter (sin sobrevuelos de Venus y la Tierra) Sin embargo, se encontraron problemas poco después de la definición, el peso de las sondas aumentó rápidamente a 140 Kg, reduciendo la misión a una sola sonda, las propuestas de instrumentos (incluido el experimento de radiociencia, conjunto de pruebas de plasma e instrumentos de teledetección) se recopilaron en marzo de 2000, se analizaron, pero no se realizó una selección formal.

Proyecto New Horizons



A finales del año 2000, fue posible presentar propuestas de misiones más baratas a Plutón, la recopilación de propuestas iniciales duró hasta el 6-04-2001, las propuestas aceptadas debían cumplir con los objetivos científicos establecidos, el lanzamiento se llevaría a cabo por cohetes Atlas V o Delta IV, se presentaron dos del JPL y una del Laboratorio de Física Aplicada (APL) finalmente, el 29-11-2001 se seleccionó a New Horizons, el proyecto tenía un diseño basado en la sonda CONTOUR, el peso de los instrumentos se estimó en unos 30 Kg, el equipo científico propuesto incluiría un paquete de observación por teledetección (PEPSSI) Paquete de partículas de alta energía y plasma (PAM) Sistema de reconocimiento de imágenes de largo alcance (LORRI) experimento de radio (REX) sin magnetómetro, receptor de ondas de plasma, espectrómetro de masas y detector de polvo que tenían poco valor científico para la misión o podrían presentar problemas técnicos; se asumió que se utilizaría un generador RTG menos potente para reducir los costos de la misión. El registrador de datos propuesto también iba a tener un volumen mucho mayor, hasta 42 Gb, dado que se suponía que la llegada a Plutón tendría lugar lo antes posible, la fecha de inicio del vuelo de Júpiter fue diciembre de 2004 (la ventana de reserva se abrió en enero de 2006)

Hubo muchos obstáculos al comienzo de la misión, incluida la falta de garantías de financiación más allá de la Fase B, la falta de un vehículo de lanzamiento certificado para el lanzamiento de naves portadoras de RTG y la falta de suficientes elementos de combustible de los RTG ya preparados, la fecha de lanzamiento se pospuso rápidamente hasta 2006, el equipo de la misión comenzó el trabajo de diseño preliminar en enero de 2002, que finalizó con la Revisión de requisitos del sistema (SRR) en mayo de 2002, la fecha de llegada a Plutón se pospuso a 2015, en octubre de 2002, se lleva a cabo la revisión de diseño preliminar de la misión, en 2003 se aprueban las fases C/D y se selecciona al cohete de lanzamiento.

Durante el diseño final de la sonda, se requirieron una serie de cambios, debido a las dificultades para preparar combustible para RTG, la producción de energía durante el vuelo cerca de Plutón se reduciría en un 15 % (30W) el método de montaje de los RTG y la necesidad de equilibrar la sonda aumentaron su peso en 50 Kg, se introdujo en la carga científica el detector de polvo SDC, el diámetro de la antena de alta ganancia se redujo de 3 m a 2,1 m para reducir el peso del vehículo; la capacidad de los condensadores del sistema de potencia se incrementó en un 25 % para compensar las fluctuaciones en la potencia entregada por el RTG, se eliminaron las esquinas de la estructura triangular para reducir aún más el peso; la capacidad del registrador de datos se aumentó a 64 Gb, se cambiaron las posiciones de los motores y se resolvieron problemas con el recorrido de la línea de combustible.

Los primeros instrumentos se terminaron en septiembre de 2004, los trabajos en la estructura se completaron en enero de 2005, los últimos equipos científicos se entregaron en marzo de 2005 y el montaje se completó en abril de 2005, en mayo comenzaron sus pruebas ambientales y se entregó la nave al Centro Espacial Kennedy en septiembre.

Objetivos

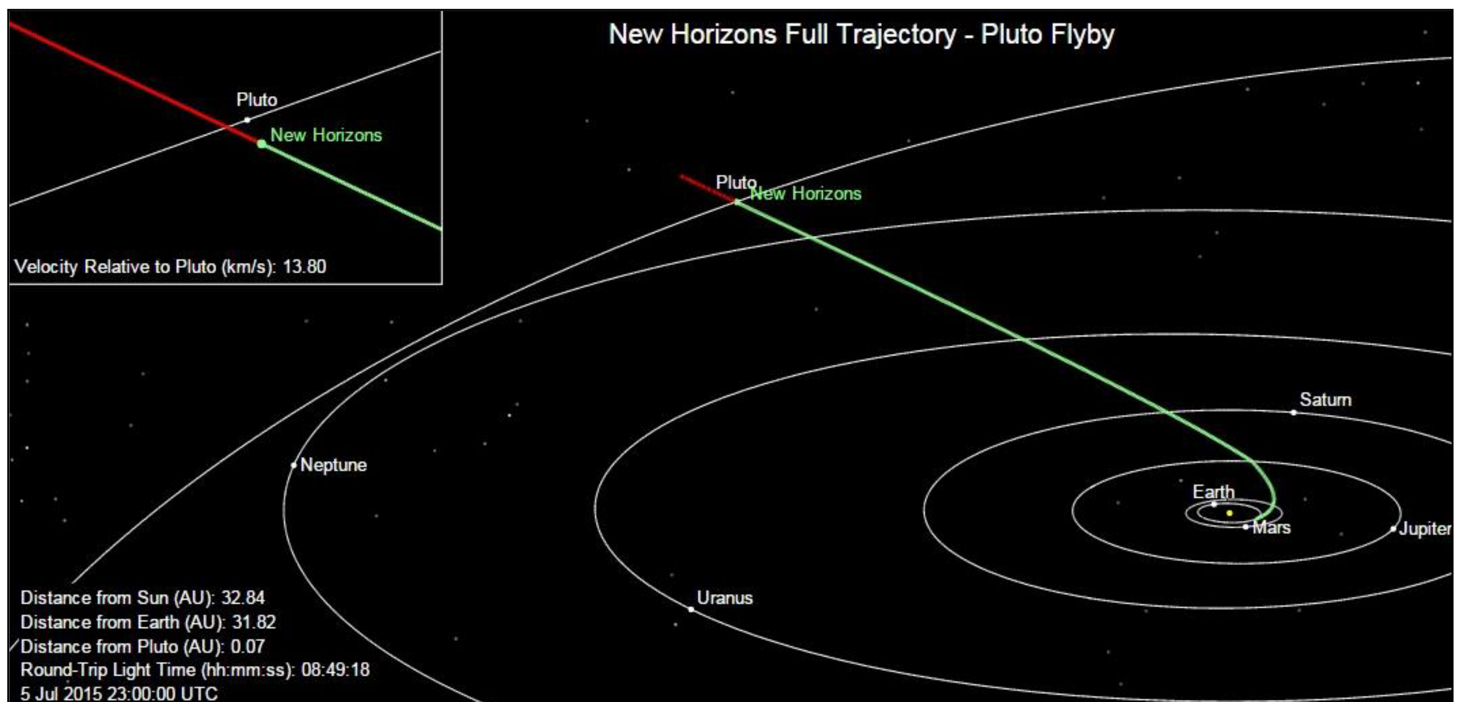
Los objetivos científicos de la misión se dividieron en tres grupos según su relevancia, como objetivo principal era el de caracterizar la geología y geomorfología global del planeta y su satélite Caronte, mapear la composición de sus superficies; estudiar la atmósfera neutra de Plutón y determinar la tasa de escape de sus gases.

El grupo 2 (objetivos deseables) eran la visualización y mapeo de fragmentos de Plutón y Caronte en alta resolución cerca del terminador, obtención de imágenes estereoscópicas, estudios de la variabilidad de la superficie y la atmósfera de Plutón a lo largo del tiempo, mapeo de alta resolución de la composición de partes seleccionadas de la superficie, estudiar la ionosfera de Plutón y su interacción con el viento solar, realizar búsqueda de componentes neutros de la atmósfera como Hidrógeno, diHidrógeno, cianuro de Hidrógeno, hidrocarburos y nitrilos, obtener información sobre la composición isotópica, realizar una búsqueda atmósfera en Caronte y cartografiar las temperaturas superficiales de Plutón y su luna.

El grupo 3 (objetivos opcionales) eran los de estudiar el entorno de partículas energéticas alrededor de Plutón, determinación precisa de radios, masas, densidad y los parámetros orbitales de Plutón y Caronte, buscar satélites adicionales y anillos que existieran alrededor del planeta.

La misión permitía el logro de casi todos los objetivos definidos al momento de seleccionar la misión en 2001, el único objetivo que no se tenía en cuenta era la búsqueda de un campo magnético, a nave no llevaba un magnetómetro, por lo que no tenía que estar magnéticamente limpia, si existiera un campo magnético, su presencia se descubriría sobre la base de mediciones de partículas cargadas.

Las lunas Nix e Hydra eran desconocidas en el momento de planificar la misión, su investigación no se incluyó en los objetivos, pero se planeó realizar sus observaciones tomando imágenes, mapear la composición de sus superficies, mediciones de temperatura y refinamiento de los parámetros orbitales, como objetivo adicional, la nave estudiaría uno o más objetos del Cinturón de Kuiper.



Características generales



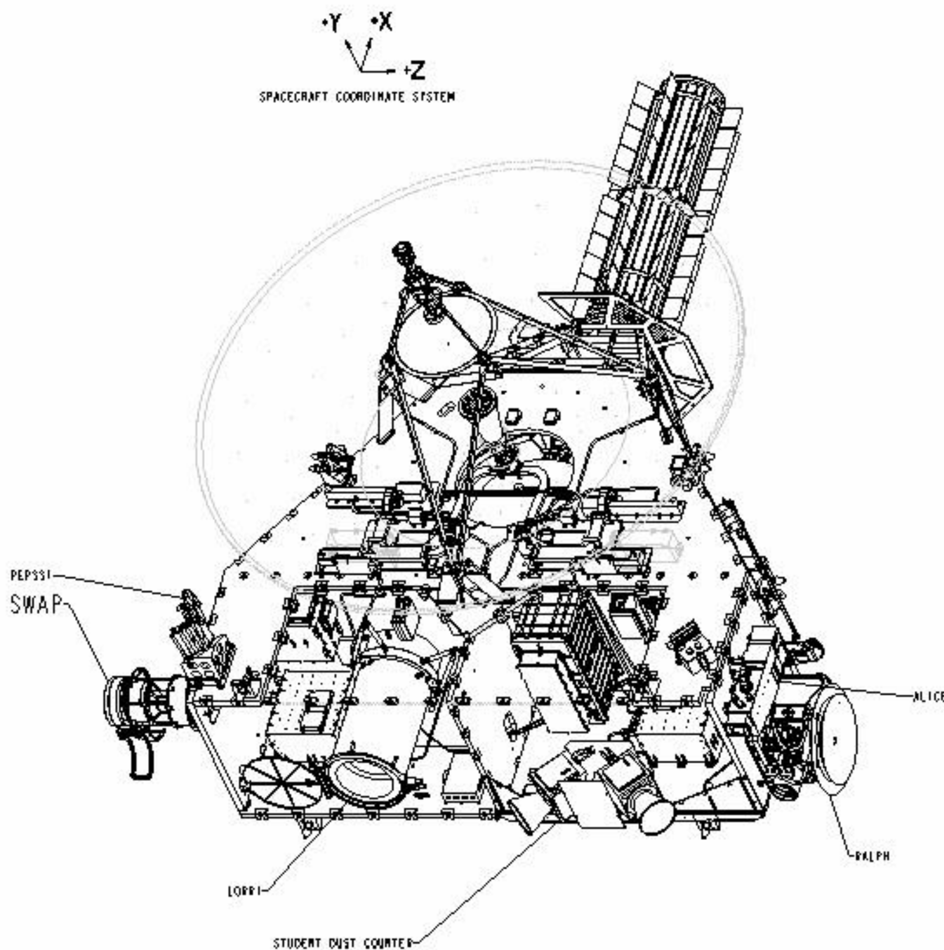
La sonda tenía forma de un prisma triangular con esquinas cortadas, con un generador RTG instalado en un extremo y una antena parabólica de alta ganancia de 2,1 m, su peso sin combustible era de 401 Kg (el peso de despegue era de 478 Kg) las dimensiones de la estructura principal del vehículo eran de 0,68 x 2,11 x 2,74 m.

La altura de la nave desde el enlace con la etapa superior del cohete, hasta la parte superior de la antena de alta ganancia era de 2,2 m, los subsistemas se basaban en soluciones utilizadas en varios proyectos del Laboratorio de Física Aplicada de la Universidad Johns Hopkins, se utilizaron en gran medida los sistemas diseñados para la sonda CONTOUR (Comet Nucleus Tour) el uso de elementos desarrollados para CONTOUR como las cubiertas protectoras en los cinco instrumentos, el obturador en un instrumento, las rejillas térmicas y válvulas de cierre en el sistema de combustible utilizadas al inicio de la misión, redujo los riesgos involucrados en trabajar en un nuevo proyecto, la sonda no llevaba partes móviles ni plataformas de escaneo, sumado a esto tenía elementos de navegación, sistemas electrónicos y de registro de datos completamente duplicados, lo que aumentaba significativamente su confiabilidad.

Los únicos componentes eran un generador RTG, tanque y filtro de combustible, conector híbrido del sistema de comunicación y una antena de alta ganancia, siendo todos estos dispositivos muy confiables, la aviónica estaba garantizada por el uso del modo de hibernación durante la mayor parte del vuelo interplanetario, en este modo, la mayoría de los componentes electrónicos se apagaban, una vez a la semana se enviaba una señal de baliza para informar sobre el estado de los sistemas básicos de la sonda (esta fue la primera aplicación práctica de dicha solución, utilizada anteriormente en la misión de demostración tecnológica Deep Space-1) la alta confiabilidad era esencial para una misión que proporcionaría datos científicos 10 años después del lanzamiento, la duración total de la misión estaba prevista para 15 años y, en el caso de una misión ampliada, por un período no inferior a 18 años, durante el vuelo cerca de Plutón, la sonda estaría a 33 U.A. de la Tierra y la misión extendida con el sobrevuelo cerca de un KBO sería a aproximadamente 40 U.A. de la Tierra, la solución aplicada permitió lograr una probabilidad de éxito de la misión superior al 85 %, la misión probablemente terminaría a una distancia de 50 U.A. de la Tierra.

Los factores que definieron el diseño de la estructura mecánica de la nave fueron, la necesidad de rotar el vehículo alrededor de un eje que pasaba por la antena de alta ganancia; mantener la orientación adecuada del eje de rotación después del despegue; instalar instrumentos científicos y motores de control de orientación en lugares donde no interfieran entre sí; obtener espacio adecuado para subsistemas individuales; y para soportar tensiones de despegue (el diseño de la sonda Ulysses con el objetivo de estudiar el Sol, tenía requisitos muy similares, por lo que fue el punto de partida para el diseño de la estructura mecánica.

El momento de inercia principal se orientó así según el eje de la antena de alta ganancia (eje +Y) y el generador RTG se colocó en el plano X-Y para aumentar el momento angular y la distancia máxima de los rayos X de la electrónica y los instrumentos, esta configuración convirtió a la nave espacial en una plataforma muy estable que permitía un posicionamiento preciso en la dirección seleccionada (generalmente hacia la Tierra) mientras se estabilizaba en rotación.



El elemento central de la estructura era un cilindro hecho de aleación de aluminio, proporcionando la máxima rigidez de la estructura, ya que absorbía todas las fuerzas y tensiones que actuaban sobre ella, en la parte inferior del cilindro había un conector con la etapa superior del cohete portador, el tanque de combustible del sistema de propulsión se encontraba dentro del cilindro, el interior de la sonda estaba dividido en compartimentos por 3 paneles internos y 2 pequeñas inserciones, la estructura está cerrada por paneles laterales, un panel superior y un panel inferior, la superficie superior está formada por un solo panel, la inferior constaba de un panel grande en la parte delantera y dos paneles pequeños en la parte trasera.

Los dos paneles laterales de los generadores RTG se instalaron después de que se completó el montaje del sistema de transmisión, todos los paneles están hechos de placas de Aluminio con estructura de panal, sus conexiones de borde, expuestas a grandes esfuerzos, estaban hechas de Magnesio.

El generador RTG estaba ubicado en el panel exterior opuesto al cilindro que contenía la mayoría de los instrumentos científicos unido a la estructura de Titanio con un collar de Aluminio (el uso de titanio garantizó un peso reducido, una conductividad térmica baja y una rigidez elevada) esta estructura también tenía que proporcionar aislamiento eléctrico, se diseñó para ello un sistema de aislamiento compuesto íntegramente por elementos metálicos, lo que no reducía su rigidez, también incluía múltiples capas superficiales no conductoras aplicadas a superficies metálicas dentro de los sujetadores de los elementos de la estructura de Titanio, para asegurar la máxima rigidez de esta estructura y evitar la degradación del material causada por su calentamiento por rayos X se colocaron superficies de enfriamiento en el adaptador del RTG, asegurando una alta durabilidad de toda la interfaz durante el lanzamiento del motor de la etapa superior del cohete, cuando las sobrecargas alcanzaron los 10.8 G y su temperatura aumentó a 260 °C.

El tanque de combustible era de Titanio (con capacidad máxima de 90 Kg de hidracina) estaba dividido en dos partes, la primera sección, llena de Helio, se utilizaba para presurizar el sistema, suministraba combustible a los motores a través de un filtro, una salida que permitía regular el flujo y un juego de válvulas de cierre, que según datos desde Tierra, impidió el flujo de combustible hasta que se abrió poco después de despegar, el uso de Helio en lugar de Nitrógeno permitió colocar 1 Kg extra de hidracina en el tanque, las mediciones de la presión y la temperatura del tanque en varios lugares, permitían monitorear el funcionamiento del sistema de propulsión y determinar el nivel de combustible restante**,** el tanque estaba centrado en el eje principal de la sonda, en esta posición, los cambios en el nivel de combustible durante su consumo tenían un impacto mínimo en la posición del eje de rotación de la sonda, asegurando que, durante la duración de la misión, el eje de la antena de alta ganancia pueda apuntar en una dirección específica mientras la nave girara.

Debido a la limitación del peso de despegue, el peso total de combustible y Helio utilizados para aumentar la presión en el sistema de propulsión durante el despegue fue de 77 Kg, además, garantizó la estabilidad de la sonda/etapa superior del cohete, la posición del tanque de combustible proporcionó otros dos beneficios, estaba rodeado por un cilindro central que transfería todas las tensiones al enlace con la etapa superior del cohete y estaba ubicado entre los módulos del generador RTG, electrónicos y los instrumentos científicos, lo que reducía el nivel de radiación que actuaba sobre ellos (la baja emisión de radiación de los RTG y su colocación detrás del tanque de combustible garantizaron que la dosis total recibida por la electrónica (de todas las fuentes) fuera mínima durante la misión nominal, la posición del tanque entre los RTG y la electrónica también permitió el uso de calor residual de ambas fuentes para mantener la temperatura de hidracina adecuada con una participación mínima de los calentadores.

El sistema de propulsión de la sonda incluía 12 motores (similares a los empleados en las misiones Voyager y Cassini/Huygens) con 0,8 N de empuje, 4 motores con 4,4 N de empuje, un tanque de combustible y válvulas (solo se necesitaban 8 motores para la misión normal, el resto funcionaba si se los necesitaba, el cambio de velocidad total que se podía lograr con el sistema de propulsión era de 14292 Km/h, los motores individuales se combinaban en 8 conjuntos dispuestos alrededor de la sonda y normalmente se activaban para hacerla girar alrededor de un eje.

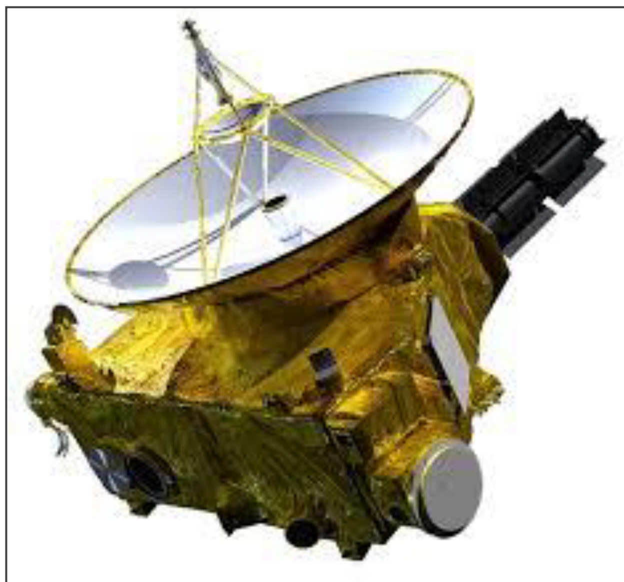
Los arranques de motor combinados no se utilizaban para controlar la velocidad de rotación alrededor del eje +/-X durante las observaciones científicas, los arranques individuales eran necesarios para mantener la tasa de deriva de la nave por debajo del máximo permitido durante la observación, uno de los pares de empuje de 4.4N estaba orientado a lo largo del eje -Y, y se utilizaba para lograr mayores cambios de velocidad (principalmente al realizar correcciones de trayectoria) el segundo par permitía obtener un empuje a lo largo del eje +Y, estos motores giraban 45° en el plano YZ, minimizando el contacto de los gases expulsados con la antena.

Cada motor llevaba un calentador que permitía que su catalizador se caliente a la temperatura mínima de funcionamiento antes de arrancar, cada catalizador tenía un calentador principal y adicional y su consumo era de 2,2 W de potencia. Los circuitos de control de estos radiadores estaban funcionalmente vinculados en pares para minimizar el número de interruptores necesarios (los calentadores de motor funcionaban con 16 interruptores) asegurando una alta flexibilidad en el manejo del sistema de transmisión con un consumo de energía mínimo, la duración del arranque de cada motor se programaba con mucha precisión, lo que permitía un control preciso del impulso total generado durante una determinada maniobra.

La cantidad de combustible utilizada durante las maniobras correctivas y maniobras de reorientación durante la misión nominal y sus márgenes permitían mantener una reserva suficiente para realizar una misión extendida en la porción de espacio disponible para la sonda, se utilizó un método pasivo al realizar correcciones de trayectoria o cuando la nave estaba en el modo de posicionamiento al Sol, mientras estaba en modo de precesión del eje de rotación, el método activo se usaba solo cuando los ángulos de nutación aumentaban a valores extremos, al final de la maniobra de precesión, la programación a bordo arrancaba los motores en las últimas décimas de segundo, gracias a esto, la precesión reducía los ángulos de nutación, y los ángulos de nutación reducidos daban como resultado una orientación adecuada del eje de precesión, como las frecuencias de rotación y nutación difieren, se necesitaban unos minutos más para completar la maniobra de precesión, el valor umbral de los ángulos de nutación que activaban la maniobra descrita disminuían con el consumo de combustible, pero, siempre era necesario eliminar pasivamente la nutación durante la misión.



La nave se estabilizaba en tres ejes, usando como propulsión un tanque de hidracina hecho de titanio con 77 Kg de combustible montado en el centro, el tanque impulsaba 16 motores de hidracina, 4 de 4,4 Newtons de empuje para correcciones de trayectoria y 12 de 0,9 N usados para correcciones de actitud y otras maniobras, la navegación y la orientación de la sonda, se determinaba usando 2 cámaras de seguimiento de estrellas con sensores CCD.



Usaba una doble unidad de medición inercial (MIMU) conteniendo cada una 3 giroscopios y 3 acelerómetros que mantenían estable el vehículo espacial, era controlada mediante 4 computadoras que tenían el sistema de comandos, gestión de datos, orientación y el procesador Mongoose-V de 12 Mhz (versión mejorada del procesador MIPS R-3000) preparado para soportar la radiación del RTG, estos equipos se mantenían dentro de un IEM (Intégrate Electronic Module) los datos se registraban en 2 grabadoras de estado sólido de baja potencia con capacidad de 8 Gb cada una.

El sistema de control de orientación incluía un conjunto de sensores de navegación, motores del sistema de accionamiento como actuadores y procesadores de posicionamiento de la sonda como elementos lógicos. Los sensores de navegación eran dos unidades de medición inercial (IMU) de Honeywell, dos Star Trackers proporcionados por Galileo Aviónica y dos sensores solares, cada IMU tenía 3 acelerómetros y 3 giroscopios, los reflectores de estrellas se encuentran en el panel lateral cerca del instrumento LORRI, todo el sistema permitía determinar la posición del eje de rotación de la sonda con una precisión de +/- 0.027° y el ángulo de fase de rotación con una precisión de +/- 0.30°, mientras que el vehículo está estabilizado triaxialmente, la posición de cada eje también se conoce dentro de +/- 0.027°.

El control de orientación se podía realizar en tres modos, triaxial, giratorio activo y giratorio pasivo, incluyendo cuatro clases de condiciones de sonda nominales: maniobra de corrección de trayectoria, estado nominal, estado de posicionamiento a la Tierra y estado de posicionamiento al sol. La maniobra de corrección de trayectoria se puede realizar en cualquiera de los tres modos. La selección de un modo específico dependía de la magnitud del cambio de velocidad, la disponibilidad de transmisión de datos durante la maniobra y otros factores, el uso de un modo de funcionamiento determinado dependía de la actividad de la nave, la duración del modo de control de orientación dado, la necesidad de ahorrar combustible y la capacidad de controlar el funcionamiento de la sonda desde la Tierra, en el momento del despegue, la nave estaba en un modo conocido como hibernación de giro pasivo, excluyendo el uso de un sistema de control de orientación y minimizando la demanda de energía, además, este modo se utilizaba cuando se volaba de Júpiter a Plutón (momento en que la nave estaba en hibernación) el modo de giro pasivo normal también excluía el uso del control de orientación activo, pero no limitaba el consumo de energía (este modo se utilizó al volar de la Tierra a Júpiter) y se usó periódicamente más adelante en la misión, el modo giratorio activo se utilizaba cuando se necesitaba una maniobra de cambio de orientación, le permitía a la nave mantenerse la velocidad de rotación en el nivel nominal de 5 rpm u obtener una nueva orientación espacial.

Los modos de control de orientación de tres ejes le permitían rotar a lo largo de un eje dado para apuntar el vehículo en una dirección seleccionada, también le permitía colocar un instrumento determinado en un objetivo seleccionado, el modo de control de normal de 3 ejes se utilizaba para la mayoría de las observaciones de instrumentos científicos, incluida la puesta en servicio inicial, las pruebas de ingeniería y las observaciones de Júpiter, el modo de control de crucero estaba diseñado para su uso durante su aproximación más cercana a Plutón, cuando la obtención de datos tenía la máxima prioridad.

El subsistema de manejo de datos y comandos (CDH) le permitía procesar comandos desde la Tierra, administrar instrumentos científicos, datos de ingeniería, mantener el tiempo y realizar funciones autónomas para solucionar problemas automáticamente o poner la sonda en modo seguro, consistía en sistemas electrónicos ubicados en dos módulos electrónicos integrados redundantes (IEM-1 y IEM-2), incluía la placa del procesador, registrador de estado sólido, placa de interfaz con instrumentos, decodificador de comandos de la Tierra ubicado en la placa que soportaba las transmisiones recibidas desde la Tierra y un formateador en el disco que admitía transmisiones a la Tierra.

Las placas estaban conectadas a través de interfaces PCI, las unidades RIO (entrada/salida remota) proporcionaban las medidas de temperatura y voltaje necesarias para monitorear la condición de la nave, se comunicaba con el subsistema mediante circuitos I2C (Inter-Integrated-Circuit) los módulos electrónicos estaban conectados mediante interfaces MIL-STD-1553, durante el funcionamiento normal, la sección CDH de uno de los módulos IEM se iniciaba completamente y era la unidad principal, mientras que la sección correspondiente al otro módulo IEM estaba en modo de espera, al volar de Júpiter a Plutón, este último elemento permanecía inactivo, el sistema de protección contra fallas recibía una señal de la unidad activa para informar que estaba funcionando correctamente (se emitía una vez por segundo) si no se recibía dicho pulso durante 180 seg, el sistema CDH de respaldo se activaba automáticamente y luego se convertía en la unidad principal.

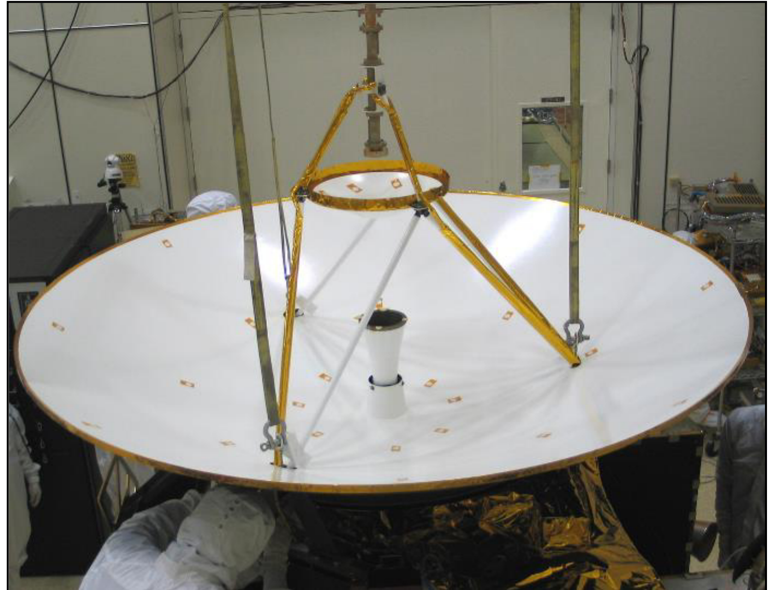
Los comandos de la Tierra eran procesados por la placa que manejaba las transmisiones recibidas, el decodificador de comandos en esta placa le permitía recibir y ejecutar algunos comandos sin involucrar al procesador CDH, dichos comandos incluían reiniciar el procesador CDH, cambiar entre ambas IMU y todos los comandos de conmutación de energía, la placa de transmisión de la Tierra también transmitía la telemetría de la Tierra al software del CDH, este extraía comandos que se enviaban a otros subsistemas de la nave o que ejecutaba el propio procesador CDH, estos comandos se ejecutaban en tiempo real o se almacenaban para su uso posterior, podían ser instrucciones individuales para componentes específicos o conjuntos de instrucciones

Cada unidad CDH tenía una memoria de 0,75 MB para su almacenamiento, podía ejecutar macroinstrucciones en un momento específico cuando el tiempo contado desde el inicio de la misión alcanzaba o excedía el valor escrito en ellas, se utilizaba este método para todas las actividades a bordo, incluidas las observaciones científicas sobre Júpiter y Plutón, la memoria permitía 512 comandos de este tipo y realizaba las actividades del sistema de trabajo autónomo. El tiempo a bordo correlacionando el tiempo transcurrido de la misión con UTC era esencial para la navegación, el control de la orientación espacial y la recopilación de datos científicos. El oscilador ultraestable (USO) era la fuente del pulso emitido una vez por segundo, siendo la base del tiempo a bordo.

Sistema de comunicaciones

El sistema de comunicaciones permitía enviar/recibir datos desde la Tierra, realizar mediciones de navegación y realizar el experimento de radio REX, la comunicación con las estaciones del Deep Space Network (DSN) era posible tanto en el modo de control de orientación giratorio como en el de control triaxial, este sistema incluía un sistema de antena, una red de transmisiones de radio de conmutación, un conector híbrido, dos amplificadores redundantes (amplificadores de tubo de onda viajera) dos osciladores ultraestables redundantes y tarjetas electrónicas que admitían transmisiones recibidas y enviadas ubicadas en dos módulos IEM redundantes.

Levaba una antena de alta ganancia (HGA) que trabajaba en banda X, una antena de media ganancia (MGA) y dos antenas de baja ganancia (LGA) en la parte inferior de la nave estaba la primera antena LGA dirigida a lo largo del eje –Y, el conjunto de antenas en la parte superior (a lo largo del eje +Y) constaba de la antena HGA parabólica de 2,1 m, antena LGA parabólica de 30 cm en el espejo secundario de la HGA y una segunda antena LGA hemisférica.



Todo el conjunto permite la transmisión de datos a una velocidad mínima de 600 b/s a una distancia de 36 UA de la Tierra, la velocidad máxima de transmisión a esta distancia era de 1200 b/s, y durante el sobrevuelo de Júpiter, de 38 Kb/s, la HGA proporcionaba una ganancia mejor que 42 dB en ángulos entre el eje +Y y la Tierra dentro de 0,3°, la antena MGA proporcionaba comunicación en un rango más amplio de ángulos entre el eje +Y y la Tierra (hasta 4°) y la recepción de comandos a distancias de la Tierra hasta 50 UA, también permitía transmitir hasta 7,8 b/s desde una distancia de 50 UA. Las antenas LGA tenían un campo de visión de +/- 40°, permitiendo la comunicación en todas las orientaciones espaciales de la nave al comienzo de la misión y aseguraron la comunicación bidireccional a una distancia de hasta 1 UA de la Tierra, además, estaban destinadas a ser utilizadas durante problemas repentinos en sobrevuelos de Júpiter, a mayores distancias, solo se podían utilizar la MGA y HGA.



La placa electrónica que soportaba las transmisiones desde la Tierra, aseguraba la capacidad de recibir comandos y realizar la conversión de señales para el experimento REX, el receptor de comandos utilizaba la arquitectura del receptor digital, lo que reducía significativamente el consumo de energía.



El receptor digital de la nave solo consumía 4 W, como ambos receptores estaban normalmente encendidos, el ahorro era de 16 W, esta placa también proporcionaba decodificación de comandos, demodulación de la señal utilizada para las mediciones de la distancia de navegación a la sonda y demodulación de la señal de seguimiento de la baliza en la banda X (las mediciones de velocidad de la sonda con desplazamiento Doppler para fines de navegación tendrán una precisión mejor que 0,1 mm/s durante toda la misión) las mediciones de distancia implicaban la transmisión de una señal de radio modulada desde las estaciones DSN a la sonda, donde era recibida por el receptor de banda ancha y retransmitida a las estaciones DSN, allí se procesaba la señal para medir con precisión su tiempo de vuelo en ambas direcciones y, por tanto, la distancia entre la Tierra y la sonda, la principal fuente de error aquí era el ruido en la señal recibida en la sonda, la nave tiene un circuito de rango regenerativo para reducirlo y aumentar la precisión de las mediciones, utilizando un bucle estabilizador de retardo (Delay-Locked-Loop - DLL) generaba una réplica a bordo de la señal recibida y ajustaba la señal a bordo a la señal recibida desde la Tierra en el tiempo, como resultado, la señal retransmitida a la Tierra estaba libre de ruido de banda ancha en la señal recibida desde la Tierra, lo que reducía significativamente el error de primer orden en las mediciones de distancia, como resultado, las distancias a la sonda se podían determinar con una precisión menor a 10 m en el rango de 1 a 50 UA desde la Tierra.

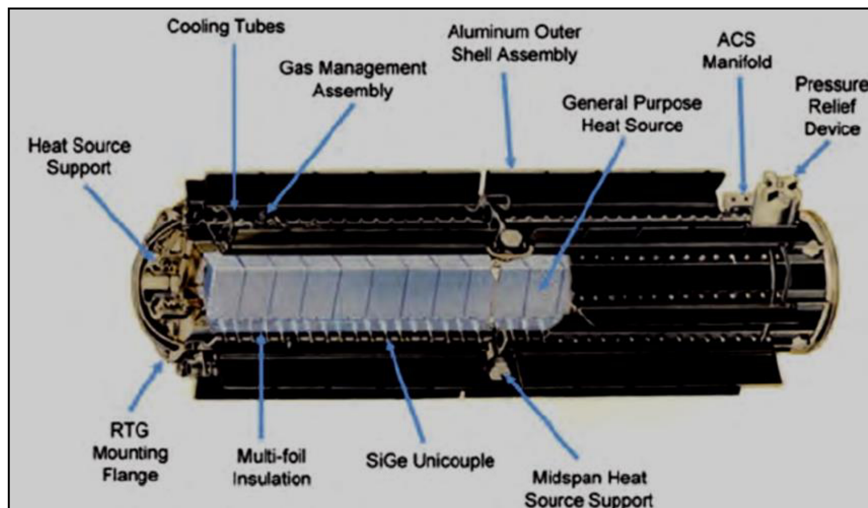
El oscilador ultraestable (USO) era un componente crítico del sistema de comunicación que proporcionaba la frecuencia de referencia (30 MHz) para el enlace sonda-tierra, el enlace sonda tierra y el experimento REX, fue desarrollado sobre la base de la experiencia acumulada durante 30 años durante su implementación en las misiones Mars Observer, Cassini/Huygens, GRACE y Gravity Probe B, la sonda llevaba dos dispositivos de este tipo, cada uno de ellos era un oscilador de cristal horneado y estabilizaba la señal en poco tiempo, lo que era importante para el experimento REX.

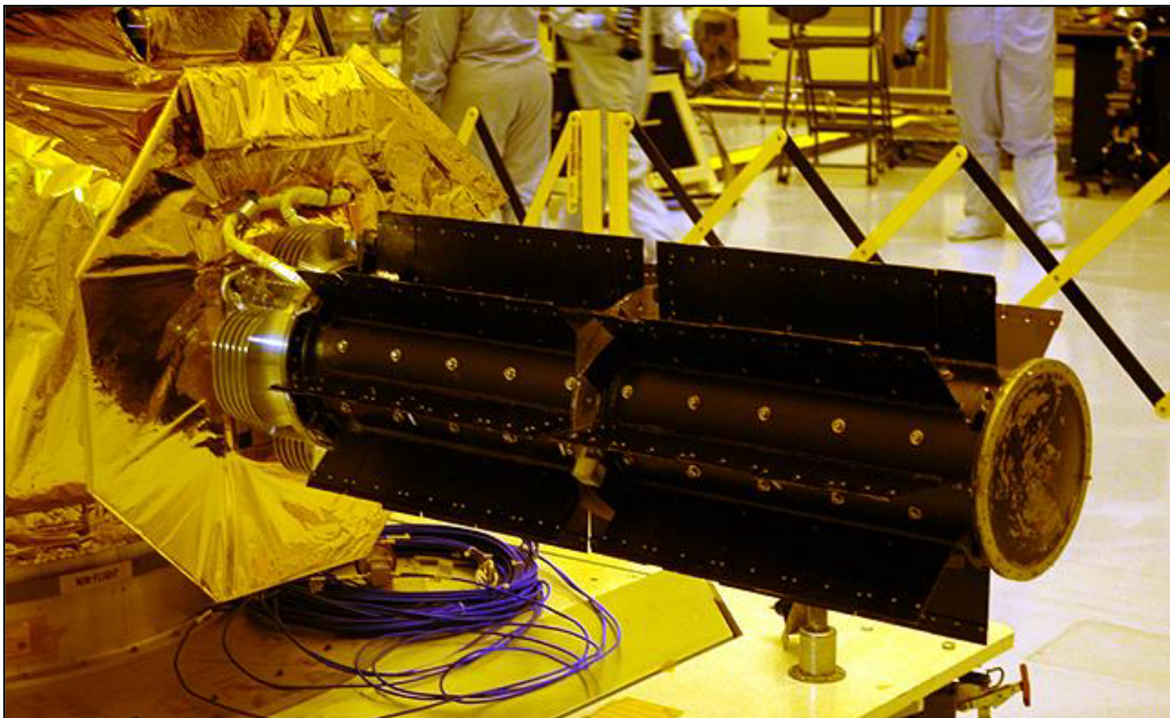
El DSN podía recibir señales y combinarlas para mejorar la relación señal/ruido y así aumentar la velocidad de datos, el sistema de transmisión de datos permitía la transmisión de todo el conjunto de datos del sobrevuelo de Plutón (5 Gb después de la compresión) dentro de 178 días, si una ventana de comunicación diaria de 8 hrs estaba disponible en antenas DNS con un diámetro de 70 m y si el nivel de potencia permitía el uso de dos amplificadores, este período teóricamente podría reducirse a unos 88 días.

Sistema de energía

La nave no llevaba baterías, su sistema de energía constaba de un Generador Termoeléctrico de Radioisótopos de fuente de calor de uso general (RTG); Unidad de regulador de derivación (SRU); Unidad de distribución de energía (PDU); y una unidad de caja de diodos de propulsión (PDB).

El RTG fue proporcionado por el Departamento de Energía de Estados Unidos y la empresa aeroespacial Lockheed Martin, que también participó en su preparación, la potencia del generador cae alrededor de 3,5 vatios por año, convierte el calor generado durante la desintegración del Plutonio-238 radiactivo en forma de óxido de Plutonio en electricidad, los circuitos termoeléctricos se utilizan para convertir el calor en electricidad, la reserva de óxido de Plutonio es de 11 Kg, compuesto por 72 esferas individuales de Plutonio-238. Cada bola está envuelta con una cobertura de Iridio y éstas a su vez en una manta de grafito, se combinan cuatro en módulos de combustible, conteniendo un total de 18 módulos de este tipo, generaba 240W en el lanzamiento y 200W durante el sobrevuelo de Plutón, teniendo en cuenta que a tan gran distancia del Sol existen muy bajas temperaturas, el control de temperatura de la nave se conseguía con pintura negra térmica, mantas térmicas y el calor que producían los RTG, así como también radiadores, persianas externas y calentadores eléctricos.





Comando y control

Las funciones de Comando y Manejo de Datos incluían administración de comando, administración de datos de ciencia e ingeniería, cronometraje, almacenamiento de datos, transmisión de datos, recuperación y seguridad del sistema autónomo. Estas tareas se implementan con los recursos dentro de dos módulos electrónicos integrados redundantes que eran idénticos en arquitectura y cada uno llevaba una tarjeta de procesamiento de manejo de datos y comandos, una tarjeta de registrador de estado sólido, una tarjeta de interfaz de instrumentos, una tarjeta decodificadora de comandos críticos para enlace ascendente/descendente, formateado de datos y tarjeta de enlace descendente, las tarjetas del IEM estaban conectadas mediante una placa posterior de interconexión de componentes periféricos (PCI).

Una serie de unidades de entrada/salida remotas entregaban diversos flujos de datos desde la nave a los IEM, incluyendo parámetros de monitoreo, como mediciones de voltaje y temperatura, las unidades de procesamiento de cada IEM comprenden un procesador Mongoose V con una frecuencia de 12 MHz, pudiendo manejar 15 millones de instrucciones por segundo, con una memoria caché de datos de 2 Kb y una caché de instrucciones de 4 Kb, transfería datos hasta 480 Kb/s y estaba conectado a las cargas útiles del experimento a través de enlaces RS-422 analógicos para transmisiones de comandos, tenía 768 Kb de memoria disponibles para instrucciones macro, en el modo normal de funcionamiento, uno de los IEM y todos sus componentes estaban completamente alimentados y actuaban como controlador primario de la nave espacial mientras que la otra unidad estaba en modo de espera.

Durante el vuelo desde Júpiter a Plutón, la unidad de reserva se apaga por completo. Dado que el IEM está a cargo de todas las tareas de monitoreo de la nave espacial, protección contra fallas y autonomía, se tuvo que implementar un segundo sistema para monitorear el rendimiento del sistema CDH. Esta tarea se lograba dentro del sistema de datos de la Unidad de distribución de energía y el Procesador de control y guía que monitorean un pulso de latido enviado desde el sistema CDH a un pulso por segundo, en caso de que esta señal no estuviera presente durante 180 segundos, la cadena CDH redundante se encendía y asumiría el comando como controlador de bus primario (este cambio también alertaría a los equipos en tierra mediante una señal de emergencia).

Los comandos de la Tierra eran recibidos por las antenas de la nave espacial y luego dirigidos a la Tarjeta RF Uplink dentro del IEM. Un decodificador de comando crítico en la tarjeta de enlace ascendente estaba a cargo de recibir y ejecutar comandos sin la acción del resto del sistema CDH, como reinicios del procesador, conmutación de controladores CDH y otros comandos de conmutación de energía. Todos los demás comandos se enviaban al sistema CDH a través de las tramas de transferencia de telecomando CCSDS (Comité Consultivo de Sistemas de Datos Espaciales) luego, el software extraía los paquetes de telemando y los transfería a los subsistemas de la nave espacial para su ejecución o al propio procesador CDH.

Los comandos estaban etiquetados para ejecutarse en tiempo real e incluían etiquetas de tiempo para su uso posterior (estos comandos destinados a ejecutarse en un momento posterior se conocen como macros de comando, pueden ser simples comandos de encendido/apagado para sistemas determinados o una serie de acciones de conmutación e información para que las utilice un subsistema designado) cada subsistema CDH tenía 0,75 Mb de almacenamiento para macros.

La autonomía es un componente importante del sistema de Comando y Manejo de Datos dada la gran distancia que viajaba la nave y el retraso asociado en las comunicaciones bidireccionales, para preservar los consumibles y las observaciones científicas, se implementaron características autónomas para mantener la nave en un estado operativo corrigiendo fallas por sí misma en lugar de saltar a un modo seguro de inmediato.

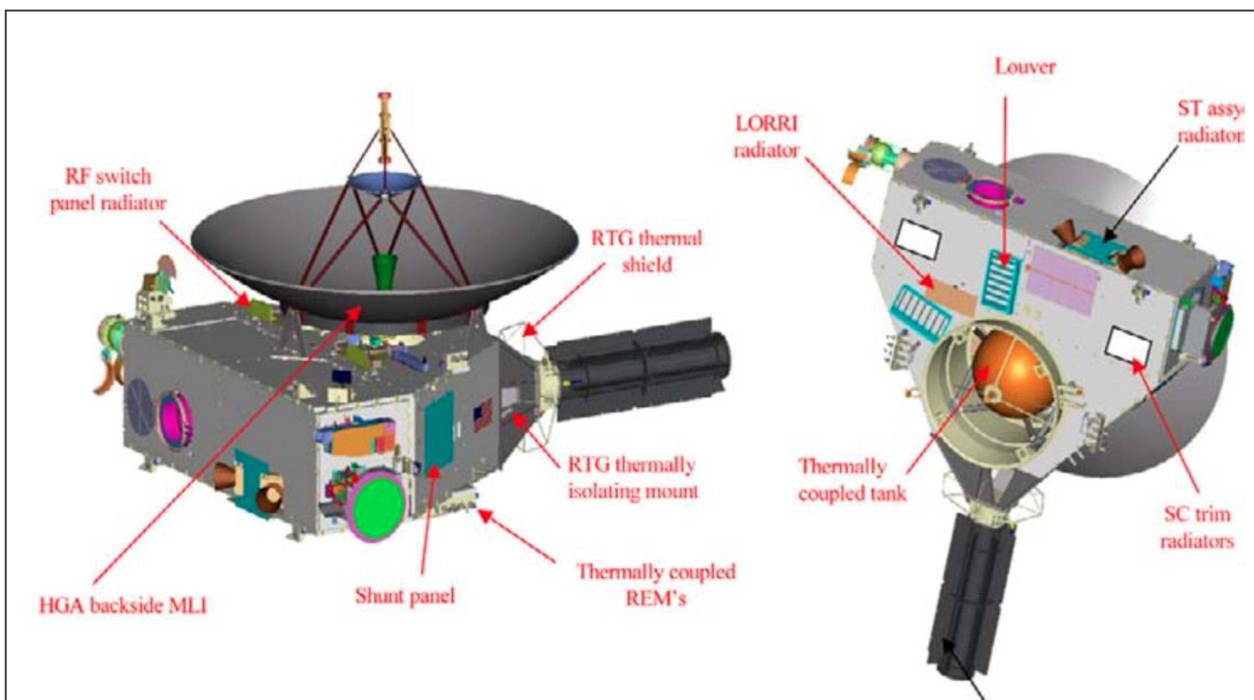
Los elementos básicos del sistema de detección de fallas a bordo residían dentro de los elementos redundantes de la Unidad de distribución de energía que monitoreaban el tráfico del bus CDH y podían comandar automáticamente un interruptor de procesadores si la actividad normal de CDH cesaba por alguna razón, los elementos más avanzados del sistema de autonomía integrado se implementaban mediante software que se ejecutaba en el procesador CDH que controlaba el bus.

El software CDH completaba un análisis en tiempo real de la telemetría entregada por todos los subsistemas y toma medidas en caso de una situación fuera de lo normal, las acciones que podía tomar el sistema CDH sería la ejecución de un conjunto de comandos para corregir la falla detectada, transmisión de un tono de baliza para alertar a los operadores de la misión del evento fuera de lo normal o colocar la nave en uno de dos modos seguros, el modo seguro de adquisición de la tierra y el modo seguro de adquisición del sol que también iría acompañado de la transmisión de señales de emergencia a la tierra.

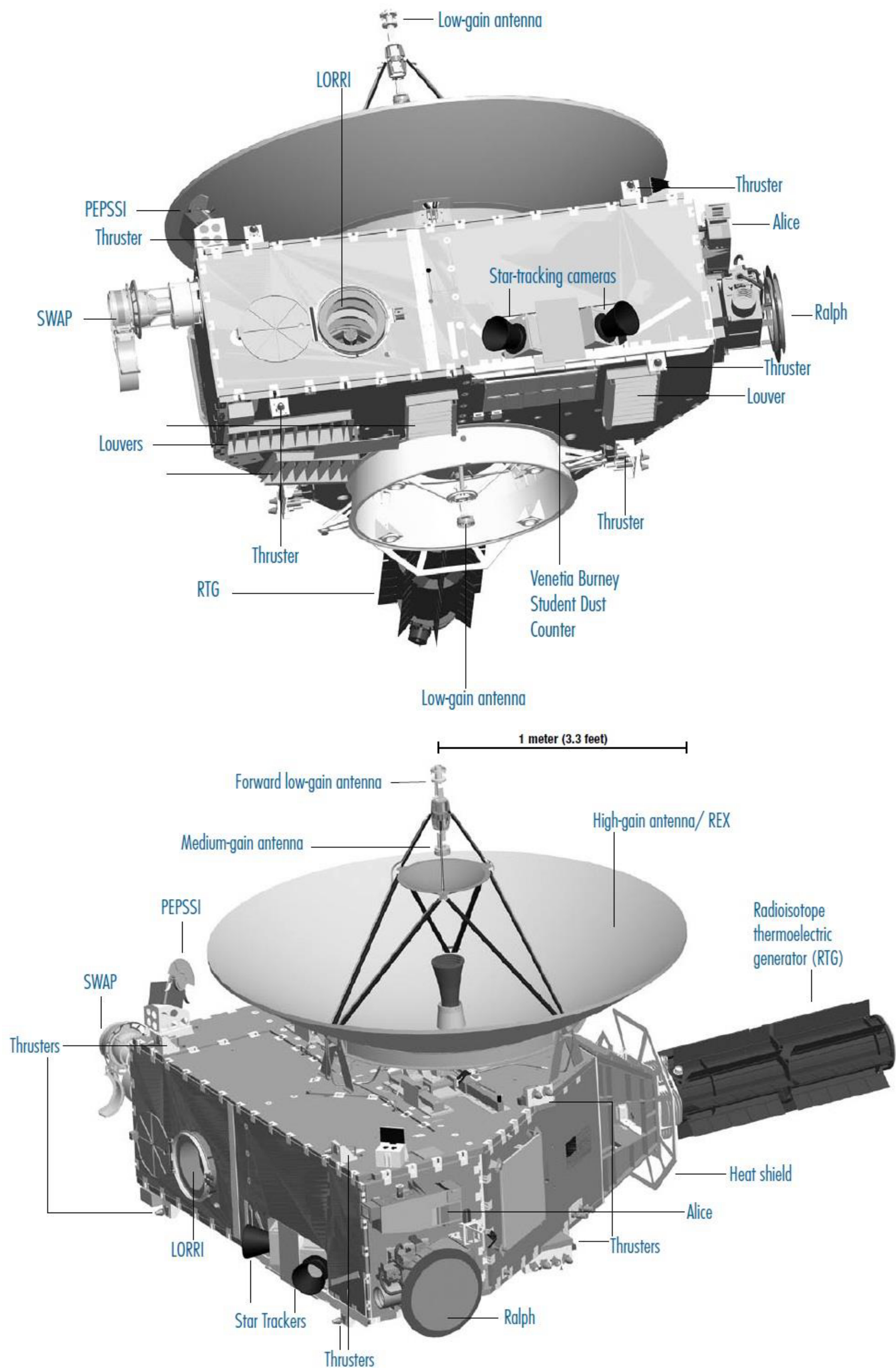
La grabadora SSR tenía una capacidad de 64 Gb, dividida en 16 segmentos complementados por 16 chips de memoria física instalados en la tarjeta SSR, los datos brutos de los instrumentos se podían transferir a la memoria hasta a 13 Mb, después de llenar un segmento, la grabadora cambiaba a registrar datos en el siguiente segmento, luego, los datos sin procesar se leían, comprimían, formateaban al estándar CCSDS (Comité Consultivo de Sistemas de Datos Espaciales) y se guardaban nuevamente para su posterior transferencia a la Tierra.

El borrado se realizaba dentro de un segmento, cuando todos sus datos se habían transmitido a la Tierra o se habían leído, comprimido y escrito en otro segmento; después de eliminarlo, el segmento estaba listo para guardar nuevos datos; CDH proporcionaba varios mecanismos para controlar la transmisión y almacenamiento de datos dentro del registrador, el registrador de datos se dividía en varios tipos, lo que permitía su control, datos científicos sin procesar de instrumentos de alta velocidad, datos científicos comprimidos, datos científicos de instrumentos que los transfieren a velocidades bajas y datos de ingeniería.

El sistema de pestañas implementado por la programación CDH permitía el acceso a datos relacionados con actividades específicas a bordo, las pestañas se abrían cuando comenzaba una acción y se cerraban cuando finalizaba. El software de la nave admitía compresión con pérdida y sin pérdida, además, tenía una opción para leer datos sin procesar desde la SSR, formatearlos en paquetes CCSDS y reescribirlos sin compresión.

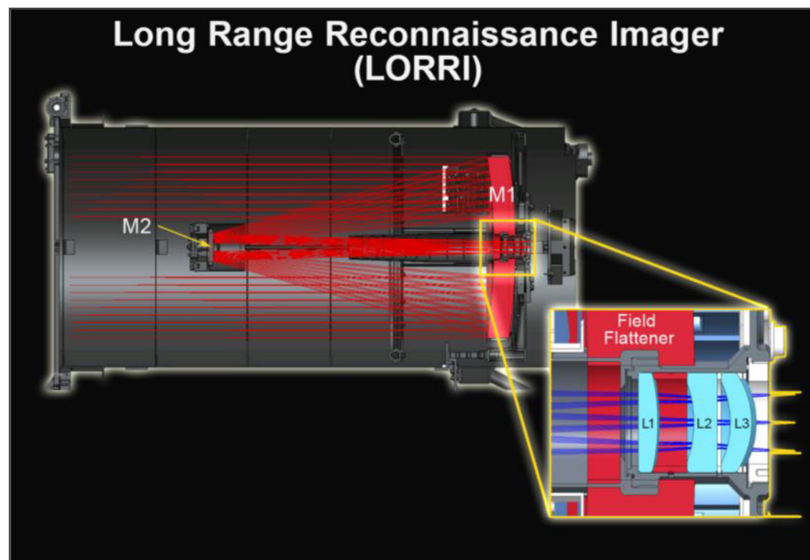


Instrumentos Científicos



LORRI (Long Range Reconnaisance Imager)

Cámara de ángulo estrecho de alta resolución, complementa las observaciones de Ralph/MVIC (escaneos TDI) con imágenes monocromáticas de alta resolución obtenidas en forma de fotogramas tradicionales, los principales objetivos de este instrumento eran los de realizar mapas monocromáticos de fragmentos superficiales de Plutón y Caronte con una resolución superior a 0,5 Km/px; realizar una búsqueda de nieblas en la atmósfera con una resolución vertical de <5 Km; hacer observaciones a largo plazo, que abarcaban de 10 a 12 revoluciones completas; hacer mapas monocromáticos con zoom máximo del hemisferio no observado de Plutón; hacer mapas monocromáticos de alta resolución del área cercana al terminador durante; realizar observaciones monocromáticas de Plutón, Caronte, Nix e Hidra en una amplia gama de ángulos de fase; obtención de imágenes estereoscópicas monocromáticas de sus superficies; especificación de los parámetros de las órbitas y volúmenes; buscar lunas y anillos de polvo adicionales, se estimaba que el instrumento permitirá obtener imágenes de Plutón con una resolución máxima de 50-100 m, para Caronte, la resolución máxima es de unos 260 m.



El instrumento contribuyó al cumplimiento de los dos objetivos científicos de la misión, como caracterizar la geología, geomorfología global de Plutón y su atmósfera, también contribuyó a los estudios de topografía de la superficie a través de imágenes estereoscópicas; estudios de la variabilidad de la superficie a lo largo del tiempo; caracterización de la geología local gracias a las imágenes del terminador; determinar el albedo de Plutón y Caronte, también ayudó a una mejor comprensión del sistema Plutón mediante la búsqueda de nuevos satélites, anillos, refinando las órbitas de satélites conocidos y determinando sus formas y tamaños.

Fue una herramienta importante para aprender sobre la estructura de la superficie, historia de las colisiones y cómo la superficie interactúa con la atmósfera, en el campo de la investigación geológica, permitió contar cráteres en busca de superficies jóvenes, proporcionando información sobre la historia de cráteres en el Cinturón de Kuiper; búsqueda de signos de criovulcanismo o vulcanismo; manifestaciones de teutonismo como fallas, zanjas y crestas; búsqueda de dunas formadas bajo la influencia del viento (que pueden formarse a partir de granos de hielo de Nitrógeno) buscar los procesos que causan la variabilidad superficial observada en términos de albedo y características espectrales.

Durante el sobrevuelo de Júpiter, el instrumento realizó una serie de observaciones útiles, imágenes globales de estructuras en la atmósfera del planeta durante el acercamiento, imágenes globales de la parte iluminada de Io con una resolución de 12 km, el lado nocturno de Ío a medida que pasaba por la sombra de Júpiter para buscar regiones calientes, imágenes globales de Europa con resolución de 15 Km/px, Ganimedes a la sombra de Júpiter para buscar emisiones de auroras, imágenes globales de Calixto con una resolución de hasta 23 Km/px.

La óptica OTA fue suministrada por Precision Optronics Incorporated, consiste en un telescopio Ritchey-Chretien y un conjunto de tres lentes ubicados cerca del plano focal, que aplanan el campo de visión, la distancia focal es de 2630 mm, f 12,6, el espejo principal tiene un diámetro de 208 mm, su campo de visión es de 0,29 x 0,29°, fue seleccionado debido a la estabilidad limitada del posicionamiento de la nave, la resolución estaba limitada por la difracción, que juega un papel importante con un diámetro de espejo de menos de 200 mm (no se pudo utilizar un espejo mucho más grande debido a restricciones estrictas de peso y costo).

Las observaciones se realizaron en el rango espectral 0.35/0,85 µm, el tiempo de exposición era de 50 a 200 ms., el tiempo de exposición típico es de 100 ms, dicho tiempo se seleccionó debido a la duración de la transferencia de tramas en el detector debe exceder la duración de la transferencia (13 ms) el tiempo máximo de exposición es de 29,9 seg, en el rango de exposición nominal, la deriva de la nave espacial (25 µrad/s) alcanza aproximadamente 2-7 µrad, gracias a lo cual la imagen no se ve excesivamente borrosa, la óptica refractiva, los recubrimientos antirreflectantes y las capas reflectantes dentro de la óptica pueden permanecer en buen estado a la dosis de radiación ionizante estimada para la misión y radiación con neutrones de rayos X.

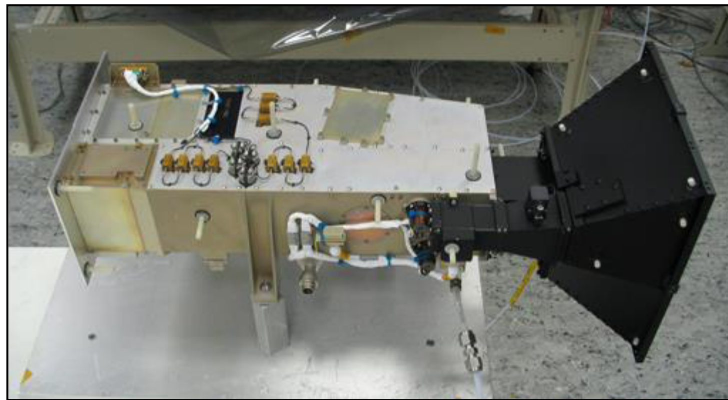
Se utilizó el sistema Ritchey-Chrétien debido a limitaciones de peso y costo, así como al tamaño del campo de visión requerido y las características de la imagen, constaba de dos espejos, el principal y el secundario colocados sobre la estructura de soporte, las superficies ópticas de los espejos estaban cubiertas de silicona, el sistema de lentes de aplanamiento del campo de visión era la única parte refractiva del sistema óptico y le permitía eliminar la curvatura de la imagen enviada al detector por el telescopio.

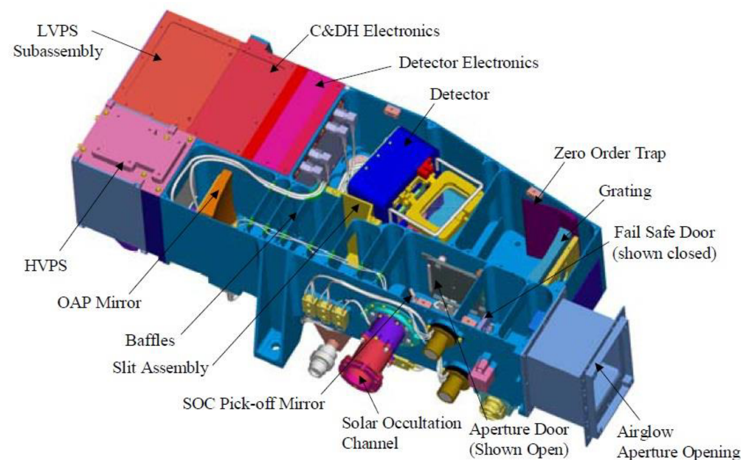
Todo el sistema óptico, excepto la abertura de entrada, estaba rodeado por un aislamiento multicapa, con una entrada por la que se introdujo nitrógeno puro durante los trabajos de tierra, evitando su contaminación, se mantenía a una temperatura cercana a la temperatura ambiente 0/40 °C, el puerto de entrada estaba expuesto a un espacio frío y el detector CCD debía operar por debajo de -70 °C, para asegurar un buen funcionamiento de los elementos ópticos, fue necesario utilizar materiales con alta conductividad térmica y baja expansión térmica, todos los elementos del telescopio estaban hechos de carburo de Silicio,

El sistema de plano focal incluía un detector CCD modelo 47-20 de E2V Technologies caracterizado por una alta eficiencia cuántica, con un área activa de 1024 x 1024 px, la mitad inactiva del detector estaba cubierta con una máscara de aluminio anodizado oscuro, los datos se digitalizaban a 12 b/px, su nivel de ruido era de alrededor de 10 electrones/px a una exposición de 0,7 ms (los píxeles se pueden resumir en formato 4x4)



ALICE (Espectrómetro de Luz UV)





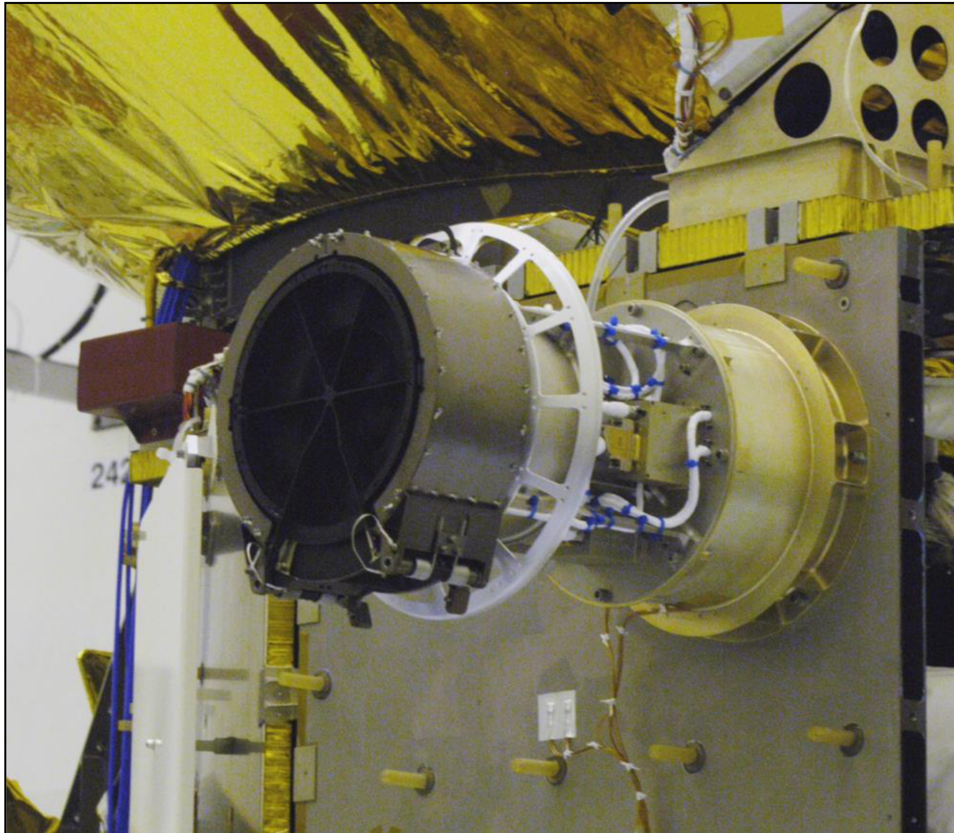
Espectrómetro de imágenes utilizado para estudiar la estructura y composición de la atmósfera de Plutón, los objetivos científicos del instrumento incluían obtener perfiles de presión y temperatura en la atmósfera superior de Plutón, determinación de la temperatura de la atmósfera y su gradiente vertical (con una precisión de aprox. el 10% y una resolución vertical de aprox. 100 Km, con una densidad atmósferica superior a 10 partículas x cm^3) realizar una búsqueda de niebla atmosférica con una resolución vertical menor a 5 Km, determinar la concentración molar de diHidrógeno, monóxido de Carbono, metano y Argón en la atmósfera superior, restricciones sobre la tasa de pérdida de gas atmosférico basadas en la estructura de la atmósfera superior, búsqueda de sustancias presentes en bajas concentraciones en la atmósfera; determinación del brillo de las emisiones UV atmosféricas; y buscar la atmósfera residual de Caronte, además, el instrumento servía para medir la reflectividad superficial de Plutón, Caronte, Nix e Hydra en luz UV.

El dispositivo permitió la investigación espectrométrica y la obtención de imágenes en el rango UV extremo y lejano (520-1870 Å) se caracteriza por un peso reducido (4,4 Kg) y un consumo de energía de 4,4 W, consta de un telescopio, un espectrógrafo Rowland, un sistema detector y un bloque electrónico, todos los elementos se combinaban en una sola unidad. El telescopio tenía dos puertos de entrada que dividían funcionalmente el instrumento en dos canales: el Canal Airglow (4x4 mm de apertura) que le permitía registrar la luz proveniente de la atmósfera y el Canal de Ocultación Solar (1mm de apertura) para registrar la luz solar mientras el disco del Sol se escondía detrás del disco de Plutón y el Sol sale por detrás de este objeto nuevamente, ambos canales también se podían utilizar para observar las ocultaciones de Plutón.

El detector era bidimensional, utilizaba fotocátodos no sensibles a la luz solar visible, compuestos por bromuro de Potasio y yoduro de Cesio, los componentes electrónicos se encontraban en la parte trasera de la unidad de instrumentos, controlado por un microprocesador Intel 8052, la electrónica incluía controles de detector, fuentes de alimentación redundantes, un sistema de gestión de datos y comandos e interfaces de nave espacial.

Solar Wind Around Pluto (SWAP)

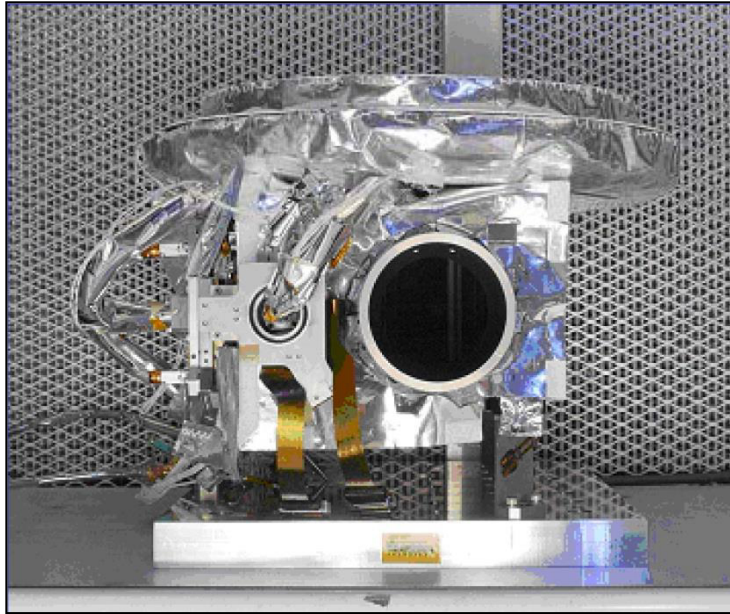
Instrumento para medir los parámetros del viento solar alrededor de Plutón y diseñado para medir partículas de baja energía, permitiendo estudiar la interacción del viento solar con los iones generados durante la obstrucción del gas atmosférico en Plutón, estos datos contribuyeron al estudio de la atmósfera neutral de Plutón y determinar la velocidad con que esta se desgasta, también permitió estudiar el entorno de partículas energéticas alrededor de Plutón y la búsqueda de un campo magnético.



En Plutón, el gas atmosférico escapa del campo gravitacional débil y luego es ionizado por fotones solares, estos iones son luego acelerados por su interacción con el viento solar y se mueven con su campo magnético, ralentizando el viento solar. Los tipos de estas interacciones dependen en gran medida de la velocidad a la que se desgasta la atmósfera (pudiendo parecerse a la formación de una cola cometaria en el caso de un ritmo rápido, o los alrededores de Venus en caso de un ritmo lento) en el último caso, las corrientes eléctricas en la ionosfera desviarían el flujo del viento solar, en el afelio, cuando la atmósfera se congela, las interacciones se parecen a la Luna, con el viento solar bombardeando la superficie y la interacción con Caronte, que no tiene una atmósfera detectable desde la Tierra. Sin embargo, las interacciones de Caronte con la cola de plasma de Plutón son posibles si la tasa de pérdida de gas de su atmósfera es alta, SWAP permitió estimar de forma fiable la tasa de pérdida de gas y estudiar las interacciones entre el plasma generado a partir de él y el viento solar

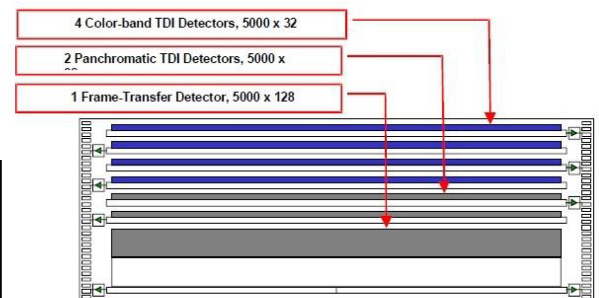
El instrumento SWAP se colocó en una de las paredes laterales de la sonda, cerca del instrumento PEPSSI, teniendo la nave los instrumentos ópticos mediante rotación alrededor del eje Z, con la finalidad de proporcionar mediciones del viento solar en gran medida independientes para el escaneo, está montado en un collar cilíndrico y su ubicación en la esquina -Z de la estructura significa que el campo de visión no está obstruido por ninguna otra estructura en ningún método de exploración angular con instrumentos ópticos, su peso es de 3,29 Kg, genera un consumo de energía de 2,84W, la velocidad de transmisión de datos está en el rango de 1 a 280 b/s y funciona en el rango de temperaturas de 0/40 °C (durante su inactividad, la temperatura podía oscilar entre -20/50 °C).

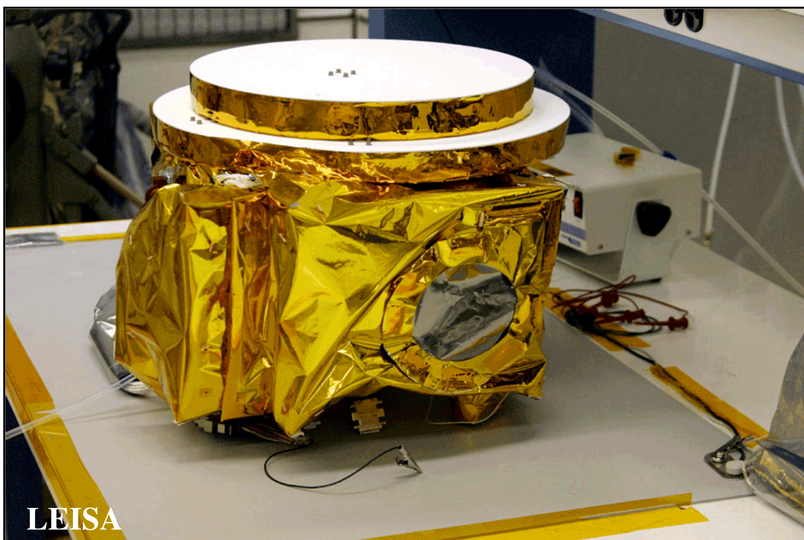
Ralph

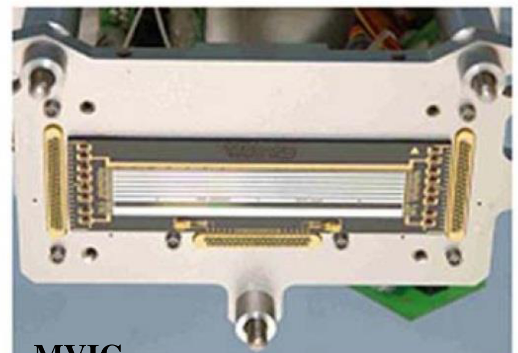


Instrumento espectral IR de onda corta y de imágenes multiespectrales visible/IR cercano construido en colaboración entre el Goddard Space Flight Center (NASA), el Southwest Research Institute y Ball Aerospace, ofrecía las imágenes primarias de Plutón y Caronte para el estudio de su geología, morfología y composición, se componía básicamente de dos subinstrumentos, el Multiespectral Visible Imaging Component (MVIC) cubriendo cuatro bandas en el rango espectral visible y el Linear Etalon Imaging Spectral Array (LEISA) que incluía tres detectores sensibles a la radiación IR, los dos componentes de Ralph comparten un solo telescopio óptico, lo que eleva el peso total del instrumento a 10,5 Kg, requiriendo una potencia máxima de 7,1W.

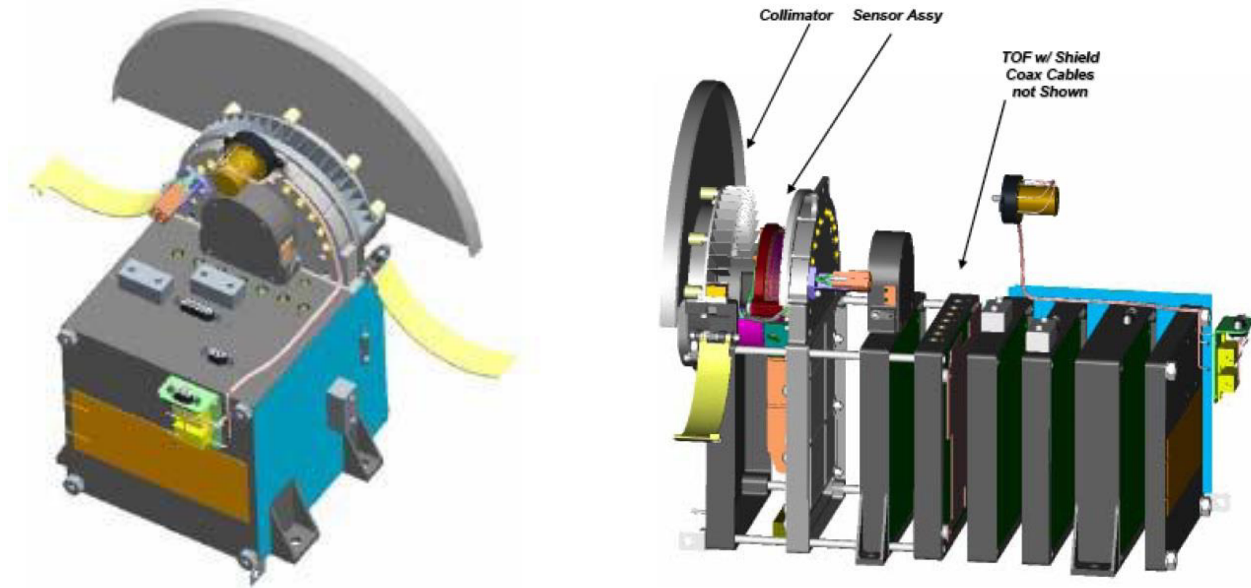
La parte MVIC estaba a cargo de entregar imágenes a todo color de Plutón y Caronte a una resolución de hasta 1 Km/px, incluyendo imágenes estereoscópicas y adquisiciones nocturnas para proporcionar datos para el refinamiento de los radios de Plutón y Caronte, ayudando en la búsqueda de nubes y neblinas en la atmósfera de Plutón y en la búsqueda de anillos y lunas adicionales.







Pluto Energetic Particle Espectrometer Science Investigation (PEPSSI)



Instrumento que permitía la medición de iones acelerados en las cercanías de Plutón y el registro de electrones, su principal propósito científico era el de permitir el estudio de la atmósfera neutra de Plutón, además, determinar la tasa de pérdida de gas atmosférico, otros propósitos científicos eran el estudio de las interacciones del viento solar con Plutón y Caronte, búsqueda de la ionosfera de Plutón y estudiar el entorno de partículas energéticas.

El estudio de la atmósfera neutra de Plutón era uno de los objetivos más importantes y se obtendría registrando iones pesados, obteniendo su espectro energético y observando diferencias espaciales en su distribución y energía a lo largo de la trayectoria de la sonda, estudios de interacción del viento solar y la búsqueda ionosférica se realizarían mediante el estudio del rango de aceleración de iones y la composición de la población de estas partículas, complementando los datos del instrumento SWAP. En el caso de la caracterización del entorno de partículas energéticas alrededor de Plutón el instrumento medía la extensión espacial, la distribución develocidades y la distribución espacial de los iones energéticos.

Durante el sobrevuelo de Júpiter, el instrumento registró llamaradas de partículas energéticas que emanaban de Io dentro de la cola de la magnetosfera. Sin embargo, los datos recopilados durante las pruebas funcionales periódicas permitieron comparar los parámetros ambientales de las partículas energéticas a lo largo de la trayectoria (moviéndose hacia el viento interestelar) con las mediciones de las sondas Voyager 1 y 2.

El instrumento PEPSSI se instaló en el panel superior, cerca del instrumento SWAP, PEPSSI es un sistema que le permite medir la energía de iones y electrones y la espectrometría de masas de iones utilizando la técnica de espectrometría de tiempo de vuelo, midiendo la velocidad y energía de las partículas, permitiendo la identificación de iones según su masa, obteniendo su espectro energético y midiendo la distribución angular registrando partículas en 6 sectores angulares, permitió distinguir entre electrones, protones, partículas α e iones más pesados, midió energías iónicas en el rango de 1 keV por nucleón a 1 MeV por nucleón.

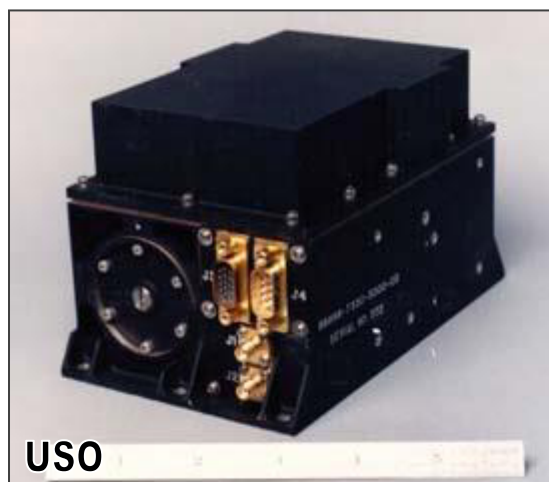
Su peso era de 1475 Kg, el consumo medio de energía era de 2,49 W y el consumo máximo de 2,51 W, la tasa de transferencia de datos era de 91 b/s, toda la unidad medía 19,7 x 14,7 x 21,6 cm, el módulo sensor tenía forma de disco, medía 2 cm de alto y 6 cm de diámetro.

Radio Science Experiment (REX)

El experimento de radio permitió el uso del sistema de telecomunicaciones de la sonda para realizar una serie de estudios, sus objetivos de investigación eran los de obtener perfiles verticales de temperaturas y presiones en la atmósfera de Plutón desde la superficie; midiendo la densidad de la atmósfera en la superficie con una precisión de +/- 1.5 % , determinando la temperatura de la superficie con una precisión de +/- 2.2 K y midiendo la presión en la superficie con una precisión de +/- 0.3 μbar; medición precisa de la masa del sistema Plutón-Caronte y determinación del tamaño de estos cuerpos; y detectar o restringir la densidad de una posible ionosfera de Plutón, REX solo utilizó equipos de telemetría en forma de un sistema transceptor y una antena de alta ganancia con un diámetro de 2,1 m, el equipo especial era el oscilador ultraestable (USO) y la electrónica de procesamiento de señales, estos elementos consumían 1,6 W de potencia.

La capacidad de registrar y procesar la señal recibida desde la Tierra en la sonda era la principal modificación en comparación con otros experimentos de radio realizados por sondas de la NASA, en misiones anteriores como Voyager y Cassini/Huygens, a la sonda le fue transmitida una señal desde el Deep Space Network de máseres de Hidrógeno, la sonda la recogía, filtraba, amplificaba y luego volvía a transmitir a la estación receptora, en el caso de New Horizons, el uso de la señal terrestre registrada a bordo de la sonda fue forzada directa e indirectamente debido a la gran distancia a Plutón,.

Primero, para medir con la precisión necesaria la delgada atmósfera de Plutón, era esencial lograr una alta relación señal-ruido; en el caso de un enlace Sonda-Tierra, requeriría el uso de un transmisor potente, en segundo lugar, la alta velocidad de vuelo reducía el tiempo para realizar observaciones ocultas de la atmósfera a varios minutos, y en el caso de la atmósfera inferior a varios segundos, además, esto aumentaba el valor requerido de la relación señal-ruido. Usar un transmisor de alta potencia que permitiera el uso de la señal Sonda-Tierra no fue posible, lo que descartó el uso del método de ocultación estándar utilizado para objetos cercanos a la Tierra, por ejemplo, Marte, por otro lado, el uso de solo un transmisor terrestre con una potencia mayor que el transmisor en la sonda, combinado con la grabación de señales a bordo, hacía que realizar tales mediciones en Plutón fuera factible y científicamente valioso.



La señal del transmisor de la sonda siempre estaba referenciada a la frecuencia proporcionada por el USO, que era una fuente de frecuencia independiente de las señales recibidas desde la Tierra (inusual para el seguimiento Doppler de una sonda en el espacio profundo, normalmente, a esto le sigue la transmisión de una señal desde la Tierra que determina la frecuencia de la señal transmitida desde la sonda. Se conoce la relación entre las frecuencias de ambas señales, por lo que es posible determinar con precisión las velocidades radiales del vehículo comparando la frecuencia de la señal transmitida desde la Tierra a la sonda y la señal de la sonda recibida en la Tierra)

En el caso de New Horizons, la relación necesaria entre la señal enviada desde la Tierra a la sonda y la señal recibida en la Tierra se establecía mediante mediciones a bordo de los parámetros de la señal recibida en relación con la señal de la USO. Esto se hacía contando la diferencia entre el número de ciclos de la señal recibida desde la Tierra y el número de ciclos USO que ocurrían al mismo tiempo, la diferencia entre las frecuencias se transmitía a la Tierra en datos de telemetría, en tal sistema de seguimiento, era necesario determinar la ligera desviación de la frecuencia USO y la desviación Doppler en la señal, observando la señal USO transmitida a la Tierra junto con las mediciones de diferencia de frecuencia a bordo, simplificando el diseño del sistema de comunicaciones.

Student-built Dust Counter (SDC)



El contador de polvo es el primer instrumento completamente diseñado, construido y operado por estudiantes de la Universidad de Colorado y el único detector de polvo enviado más allá de la órbita de Saturno, sus principales objetivos científicos fueron los de proporcionar datos para cartografiar la distribución del polvo en el Sistema Solar; determinar de cambios en la distribución de partículas de polvo de varios tamaños y la tasa de producción de polvo en el Cinturón de Kuiper, permitió el seguimiento de la densidad de flujo del polvo y sus cambios a lo largo del tiempo, así como la medición de la velocidad y masa de las partículas, capaz de registrar partículas de polvo con una masa en el rango de un diámetro de 1-10 µm, también podía registrar partículas más grandes, pero no se podía determinar su masa, el área activa era de 0,1 m^2. Estudios de la distribución espacial del polvo en el Sistema Solar requieren una resolución de aproximadamente 0,1 U.A., que a la velocidad de la nave corresponde a un tiempo de integración de 1 semana, el límite inferior de detección y el tamaño de la superficie activa del instrumento, combinados con la distribución de polvo prevista, significa que normalmente se podía esperar un impacto de una partícula en una semana, SDC permitió la determinación de los procesos responsables de la formación, transporte y pérdida de granos de polvo interplanetarios, las mediciones de la densidad del polvo más allá de la órbita de Júpiter permitieron estimar la tasa de producción de polvo en el Cinturón de Kuiper, el historial de colisiones en esta región del Sistema Solar y la distribución de masa de la población principal de KBO, esta información fue importante para los modelos de formación de planetas, y comparar el sistema solar con los discos de polvo de otras estrellas. constaba de dos componentes, el conjunto del detector y la caja de la electrónica, no tenía partes móviles ni calentadores activos, lo que aumentaba su confiabilidad, su peso era de 1,69 Kg y consumía 6,4 W.

El instrumento también se llama VB-SDC (Contador de polvo para estudiantes Venetia Burney) este nombre se le dio medio año después del inicio, en 2006 en homenaje a quien fue la creadora del nombre de Plutón en 1930.

Hasta ahora, el polvo fuera del Cinturón de Asteroides solo fue estudiado directamente por los detectores de las sondas Pioneer 10 y 11, Galileo, Ulysses y Cassini/Huygens; Pioneer 10 y 11 monitorearon el polvo a una distancia de aproximadamente 18 U.A., luego una mezcla de Argón y Nitrógeno se congeló en sus detectores de presión.

Además de sus instrumentos científicos, la sonda llevó nombres recopilados por el sitio Web de la misión y guardados en un CD, una pieza del avión espacial Space Ship One, una bandera de Estados Unidos, una moneda de 25 centavos de Florida y cenizas del astrónomo Clyde Tombaugh, descubridor de Plutón.

Pieza de la nave Space Ship One



Contenedor de cenizas de Tombaugh



Lanzamiento



La ventana de lanzamiento utilizando el sobrevuelo de Júpiter se producía cada 13 meses (sin asistencia 12 meses) se debía llegar a Plutón lo antes posible, antes de 2020, después, se esperaba que desapareciera su atmósfera, además, después de este período, la zona polar N estaría oscura y el área cubierta por la noche polar aumentaría, reduciendo el porcentaje del área que se pudiera visualizar.

La trayectoria de Júpiter, conocida como JGA (Jupiter Gravity Assist) permitió reducir la energía necesaria para enviar el vehículo durante el despegue, aliviando el grado de limitaciones de masa en relación con el vuelo directo, el uso de una trayectoria con una gran maniobra de motor y un sobrevuelo alrededor de la Tierra o con dos alrededor de Venus y uno alrededor de la Tierra permitiría una mayor reducción de la energía transmitida en el despegue, pero alargaría la duración de la misión, el uso de una trayectoria cercana a la Tierra sin un sobrevuelo cerca de Júpiter no le daría suficiente energía a la sonda, existió también una trayectoria más allá de Saturno, pero no despegaría hasta 2009, y se alcanzaría a Plutón alrededor de 2022.

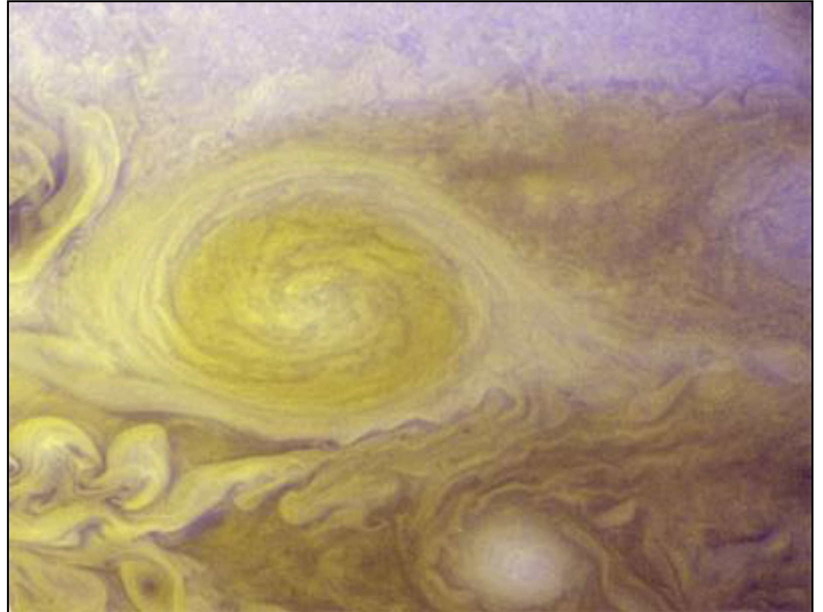
La ventana de lanzamiento óptima con el sobrevuelo de Júpiter se produjo en diciembre de 2004, requiriendo menor energía para su despegue (el lanzamiento de la misión dentro de este plazo se planificó en la propuesta original de la misión de 2001) el vuelo cerca de Plutón tendría lugar en julio de 2014 y el final de la misión extendida, en 2019; en febrero de 2002 la fecha de inicio de la misión se pospuso hasta la última ventana de lanzamiento, en febrero de 2006 (requirió mayor energía en el lanzamiento) su lanzamiento fue programado originalmente el 17-01-2006 para permitir una inspección más exhaustiva de los propulsores del cohete Atlas V, y por retrasos menores el lanzamiento se trasladó al 19-01-2006 despegando desde el Complex 41 de la Base USAF en Cabo Cañaveral, con una 3° etapa para aumentar su velocidad de escape, le daba al cohete una masa total de 726000 Kg, para enviar a la sonda fuera de la órbita terrestre se usó un propulsor de 2° etapa Centauro, siendo la nave más rápida de la historia de la astronáutica, tardó 9 hrs en llegar a la Luna y obtuvo impulso orbital en menos de 24 hrs.

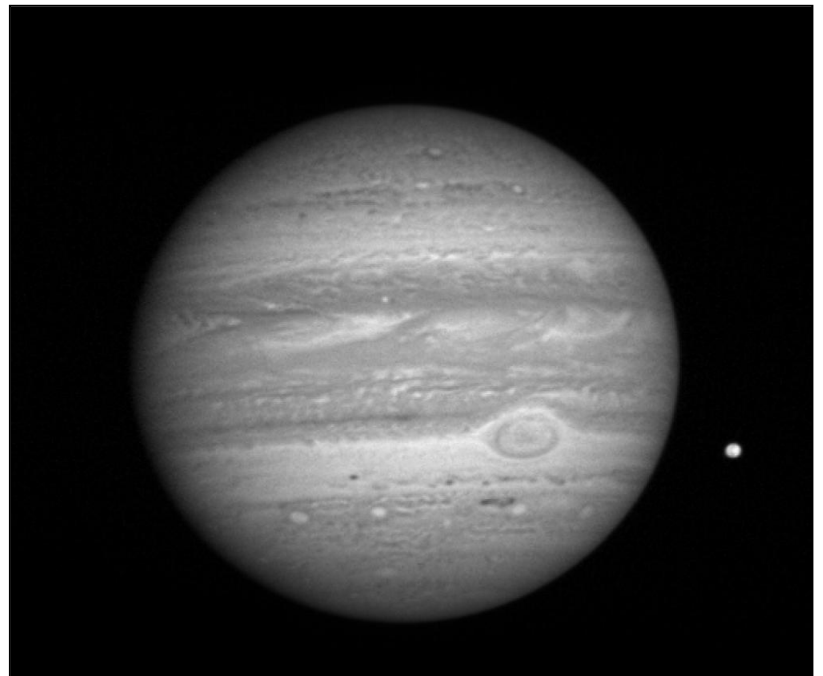


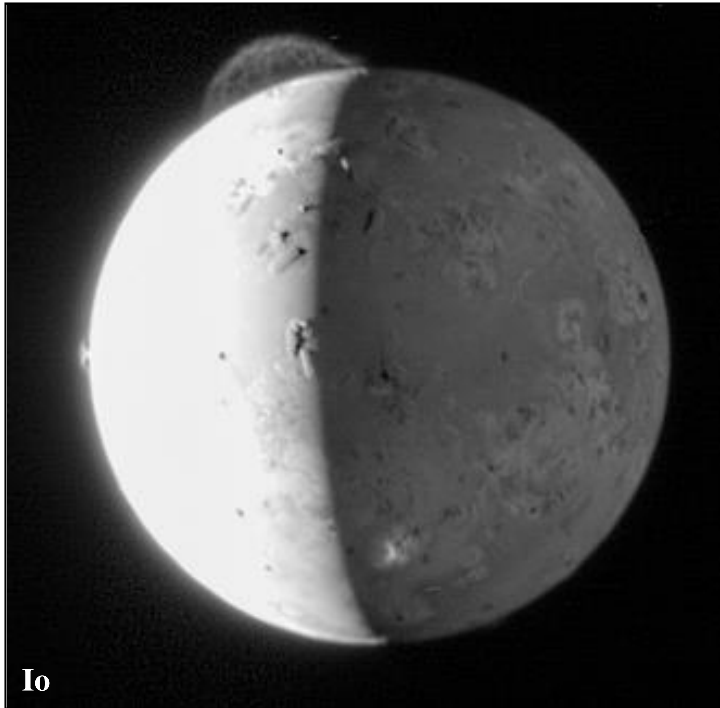
La ventana de lanzamiento en enero de 2006 le permitió alcanzar Júpiter el 28-02-2007 y ganar más empuje orbital el cual le daría una trayectoria directa a Plutón ahorrando entre 2 y 4 años en llegar a su destino, tiene el récord de ser la segunda nave más rápida lanzada desde la Tierra (61894 Km/h) ya que hasta el momento la más rápida era la sonda Voyager-1 que viaja a una velocidad cercana a los 40000 Km/h.

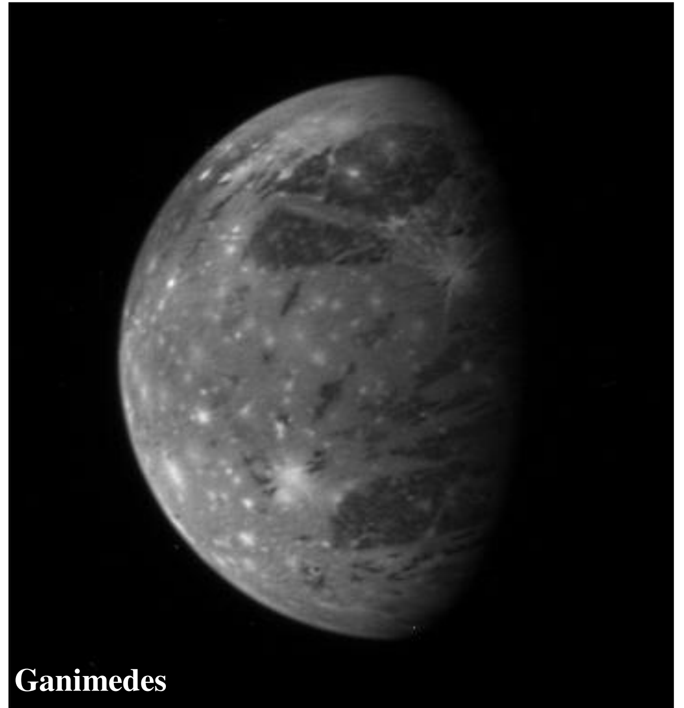
A su paso por Júpiter, la nave aprovechó la asistencia gravitatoria del planeta para acelerar su velocidad y tomar fotografías de la atmosfera de este planeta y algunas de sus lunas, como Io del que fotografió una de sus erupciones volcánicas, también envió imágenes de Europa y Ganimedes, tomando esas fotografías se calibraron las cámaras para una mejor utilización en las cercanías de Plutón y sus lunas.

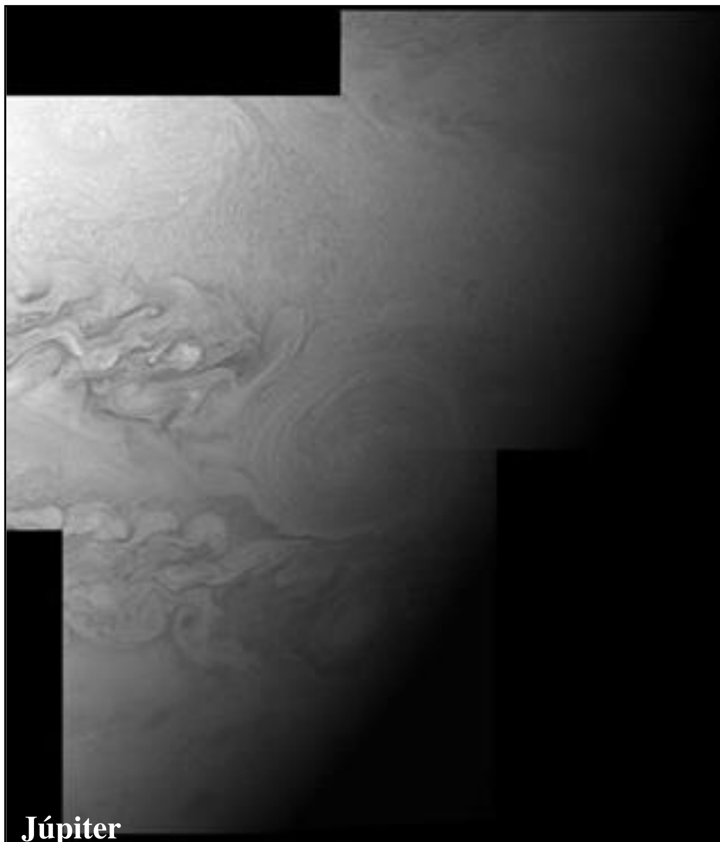







Io

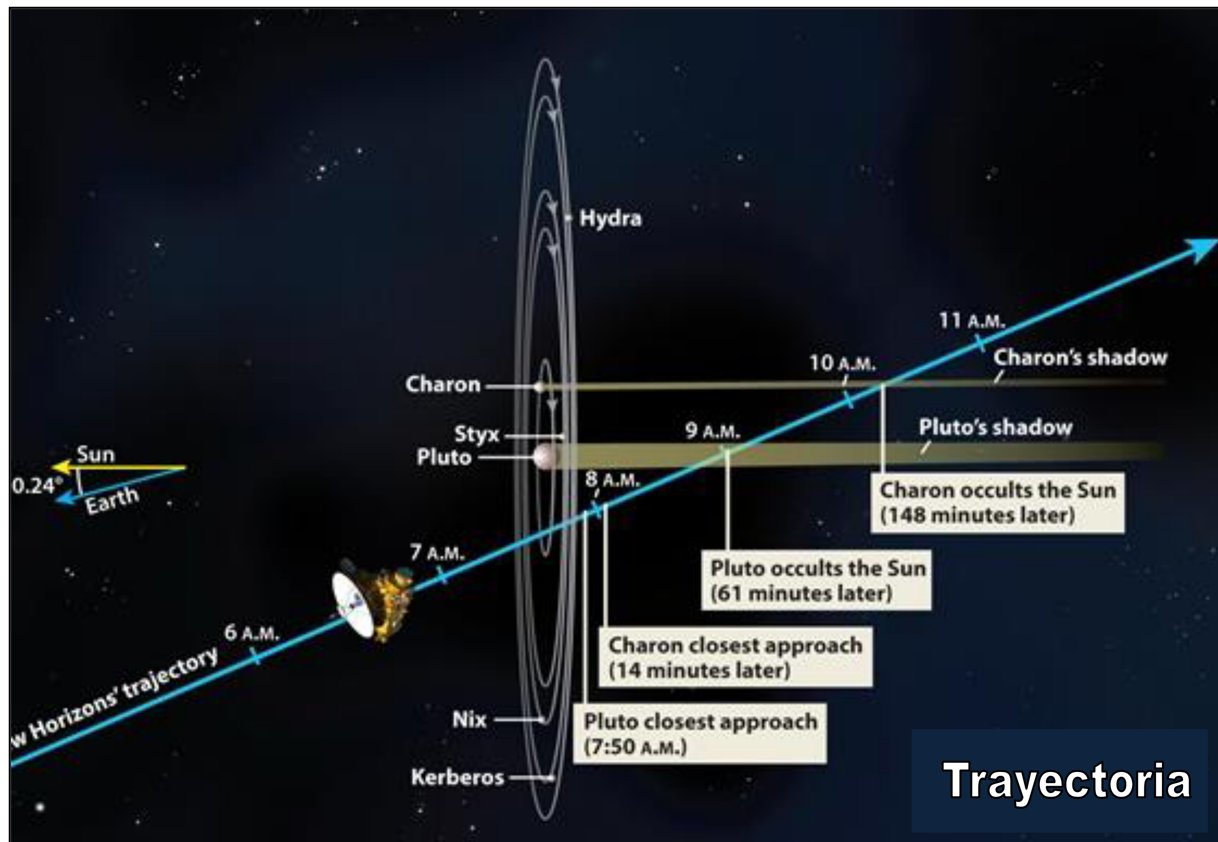

Ganimedes

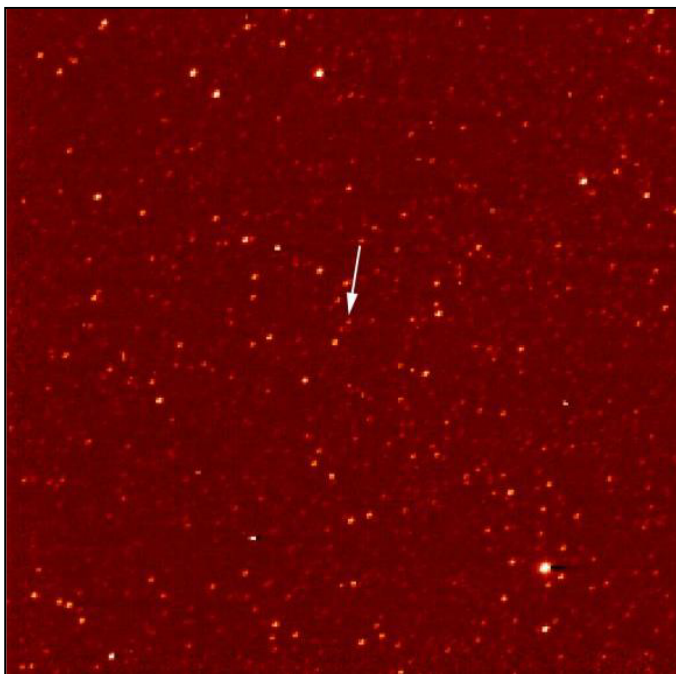

Júpiter

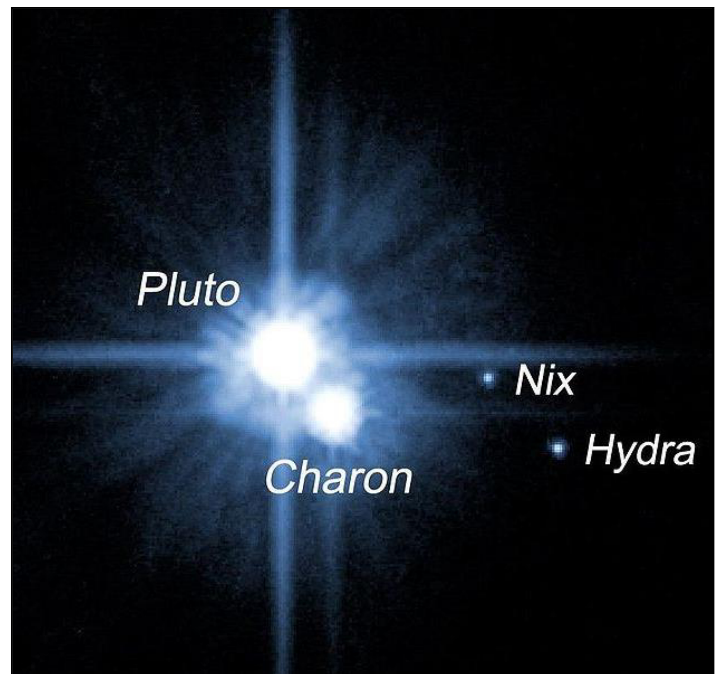

Júpiter y Europa

Primeras imágenes

Las primeras imágenes de Plutón hechas por la sonda fueron tomadas entre el 21 y el 24-09-2006 para probar el instrumento LORRI y fueron dadas a conocer por la NASA en noviembre de 2006, tomadas a una distancia de 4200 millones de Km de Plutón, con esto quedó probado con éxito la habilidad de la sonda para rastrear objetos a una gran distancia (hasta ese momento las mejores fotografías las había tomado Hubble Space telescope, pero era imposible saber como estaba conformada su superficie).

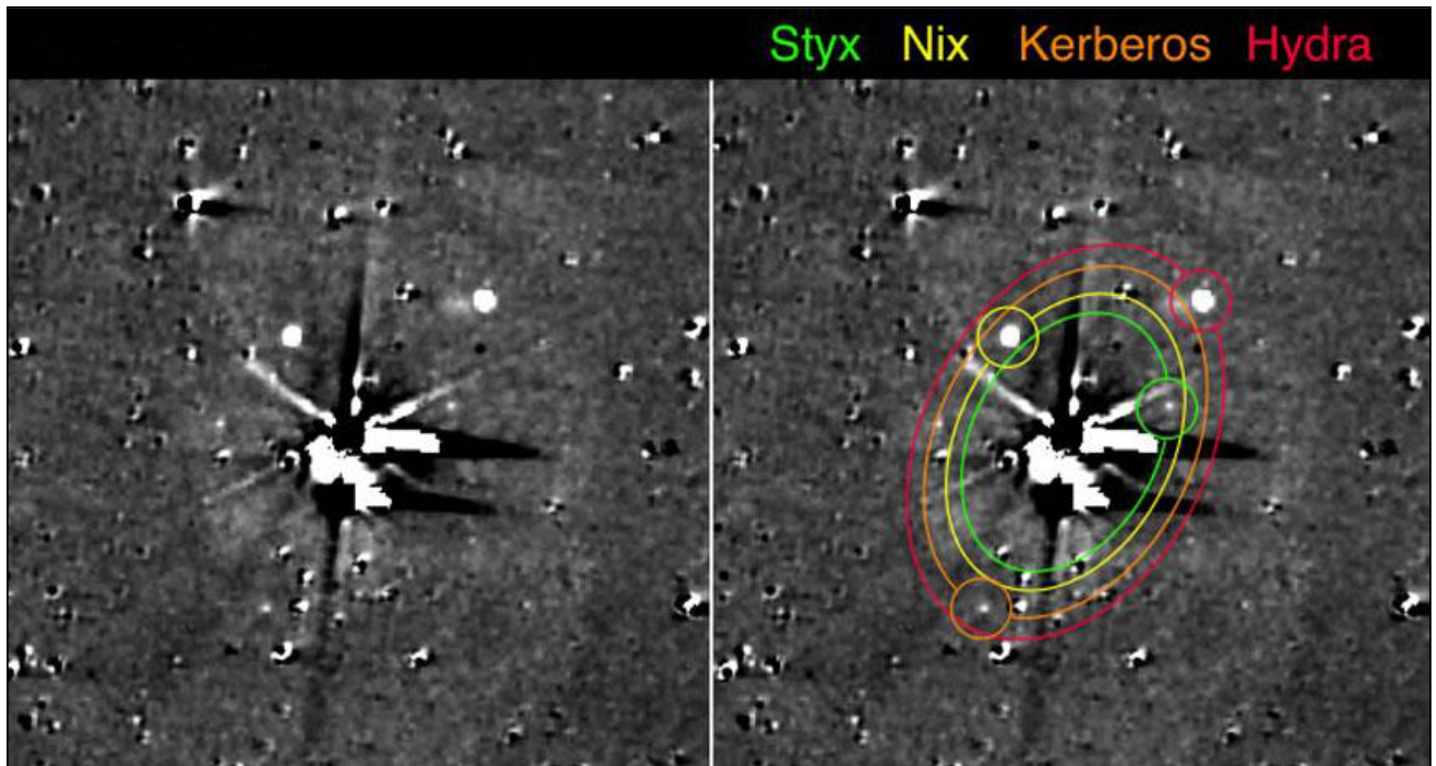






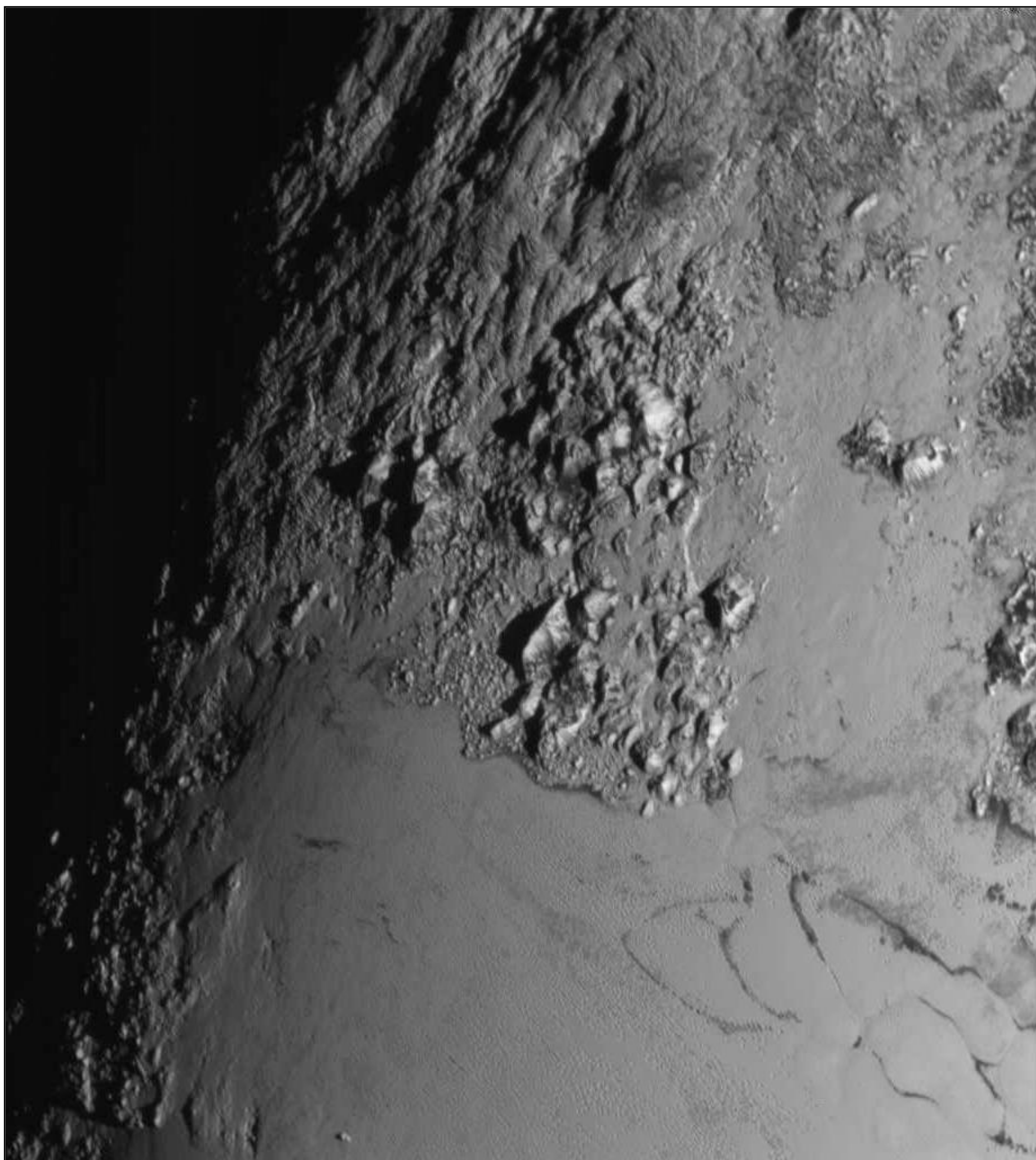
El 18-03-2011 New Horizons cruza la órbita de Urano, el 24-08-2014 hace lo mismo con la órbita de Neptuno, en marzo de 2015 comienzan las observaciones iniciales y continúan hasta su máxima aproximación.

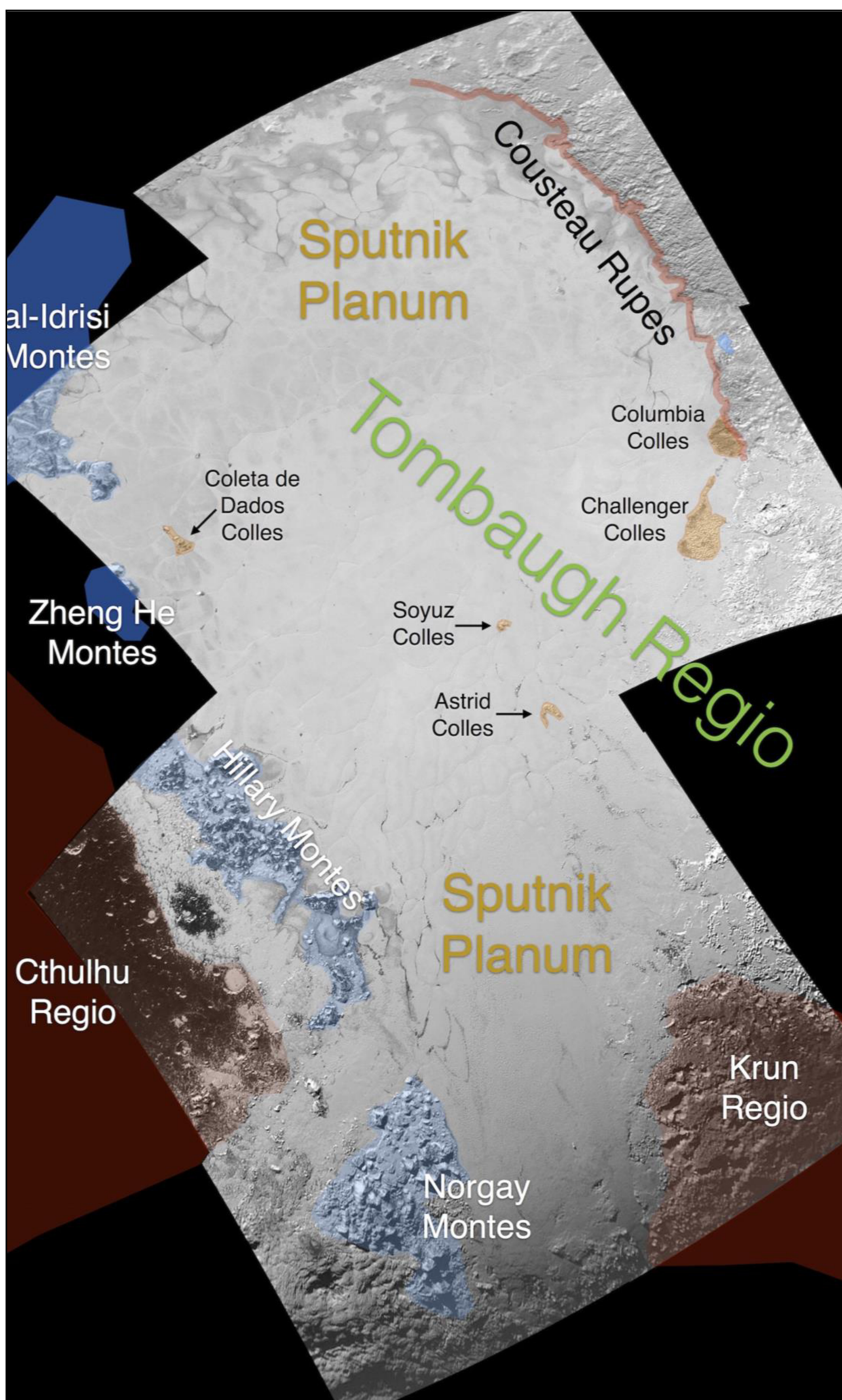
El 3-07-2015 se publican imágenes con detalles de la superficie de Plutón, en las que se muestran dos caras diferenciadas, el 4-07-2015 la sonda sufre una anomalía que fuerza a una transición a modo seguro, recuperando la operatividad científica y su rumbo al sobrevuelo de Plutón el 7-07-2015.

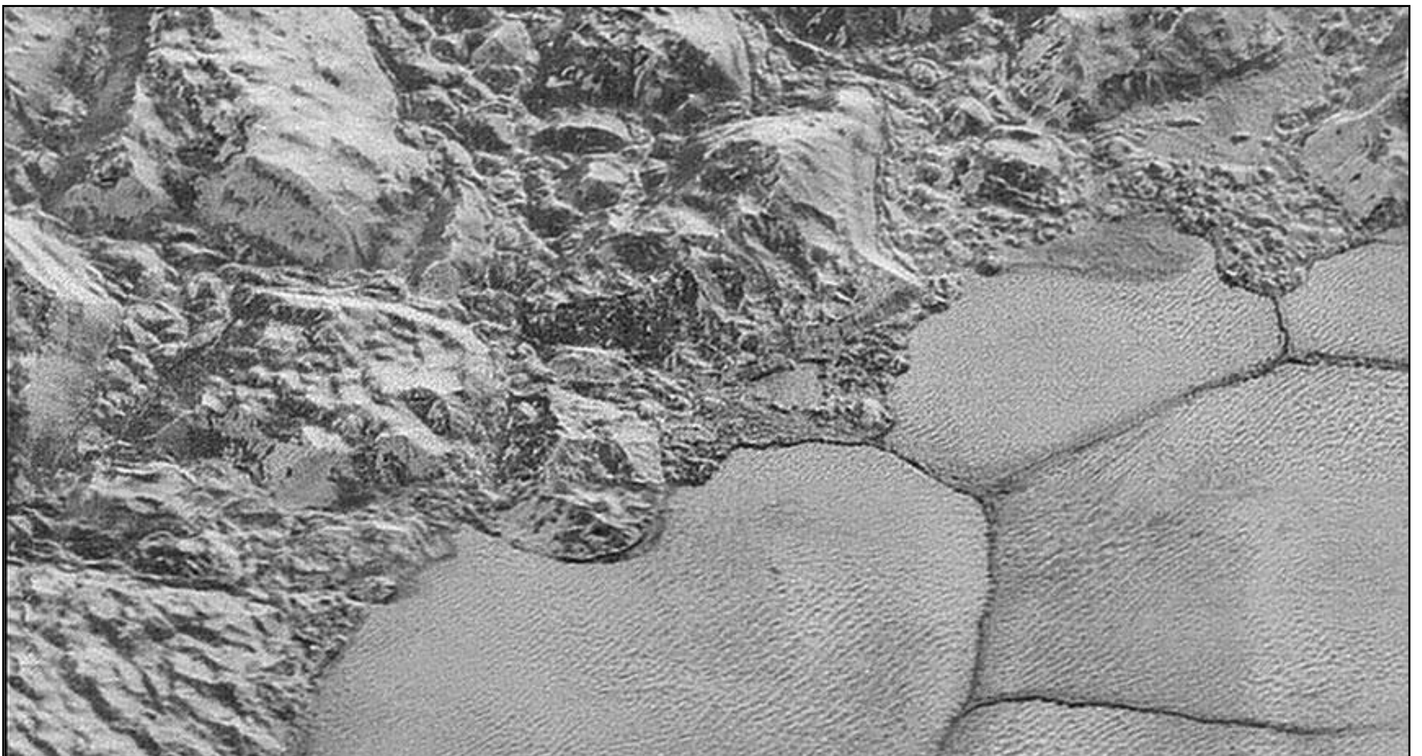


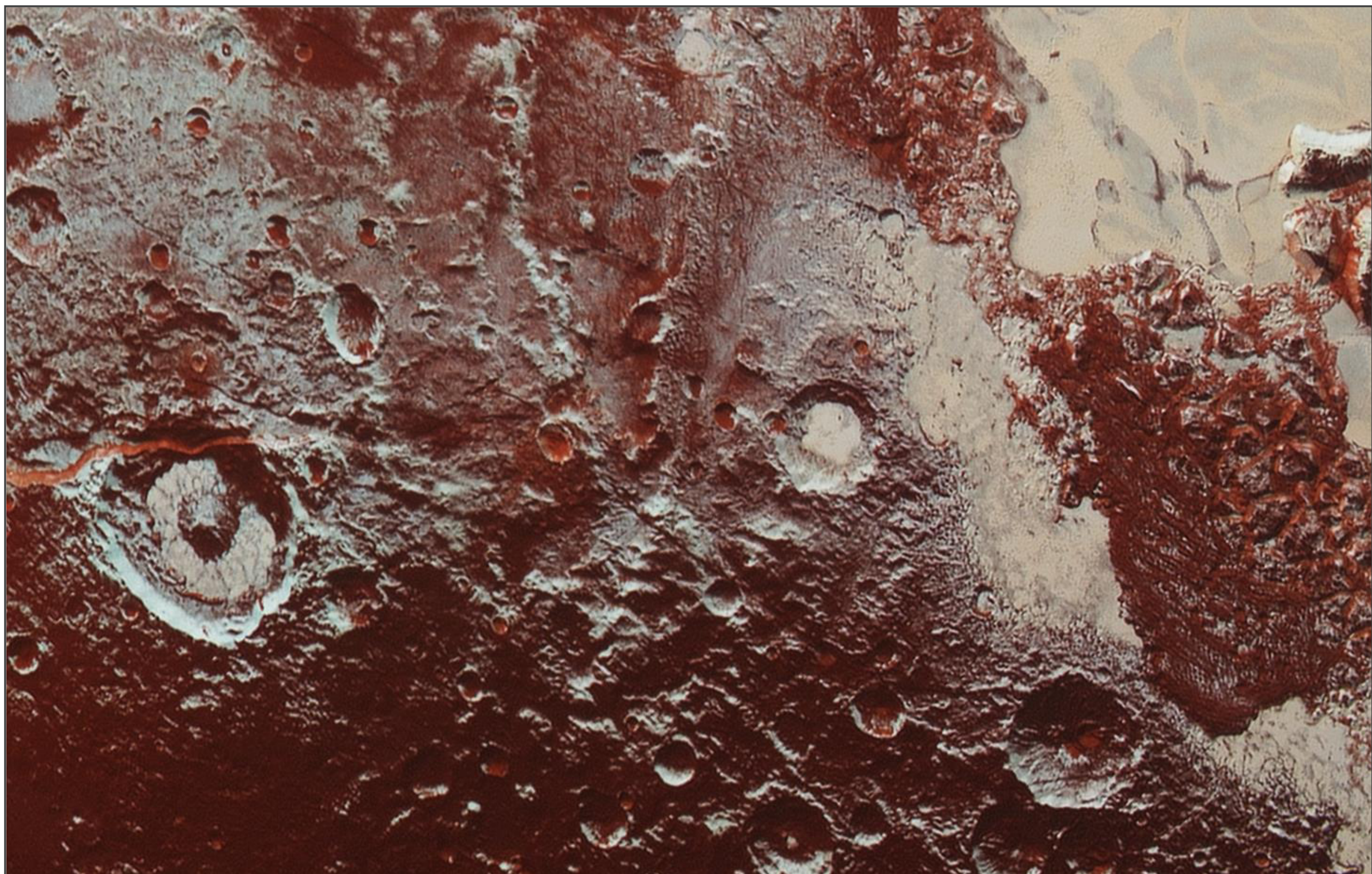


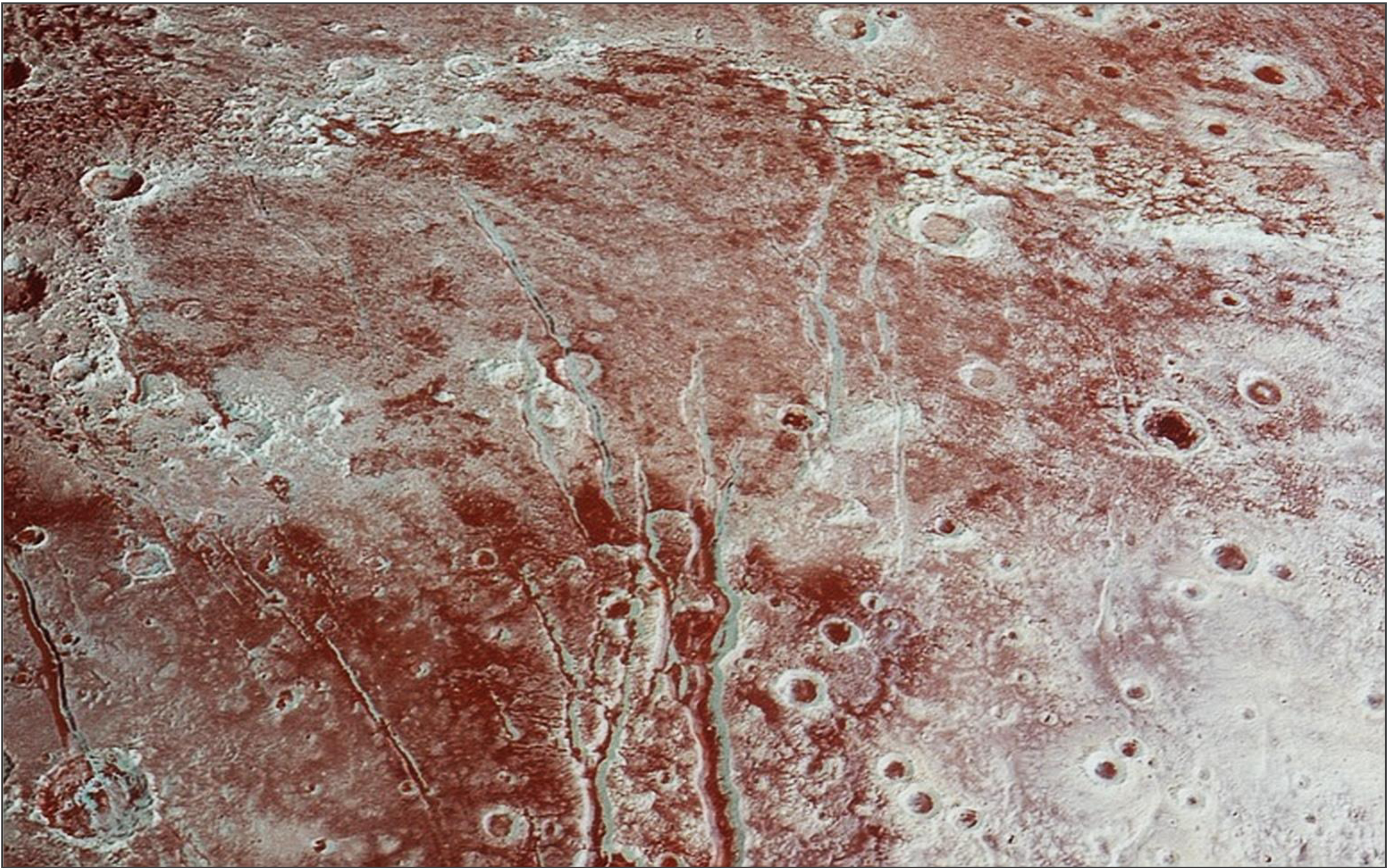


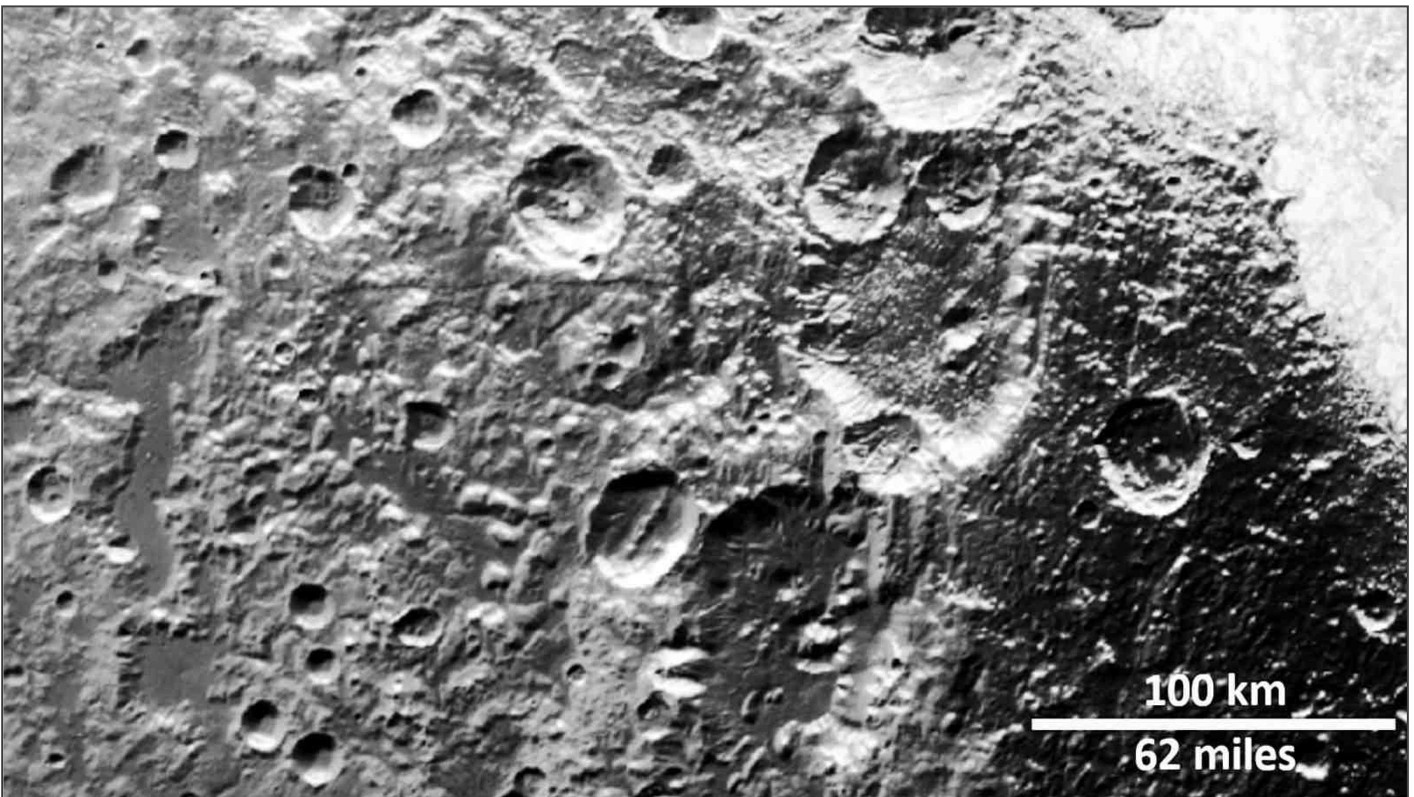



Cousteau Rupes
Sputnik Planum
al-Idrisi Montes
Tombaugh Regio
Columbia Colles
Coleta de Dados Colles
Challenger Colles
Zheng He Montes
Soyuz Colles
Astrid Colles
Hillary Montes
Sputnik Planum
Cthulhu Regio
Krun Regio
Norgay Montes








100 km
62 miles

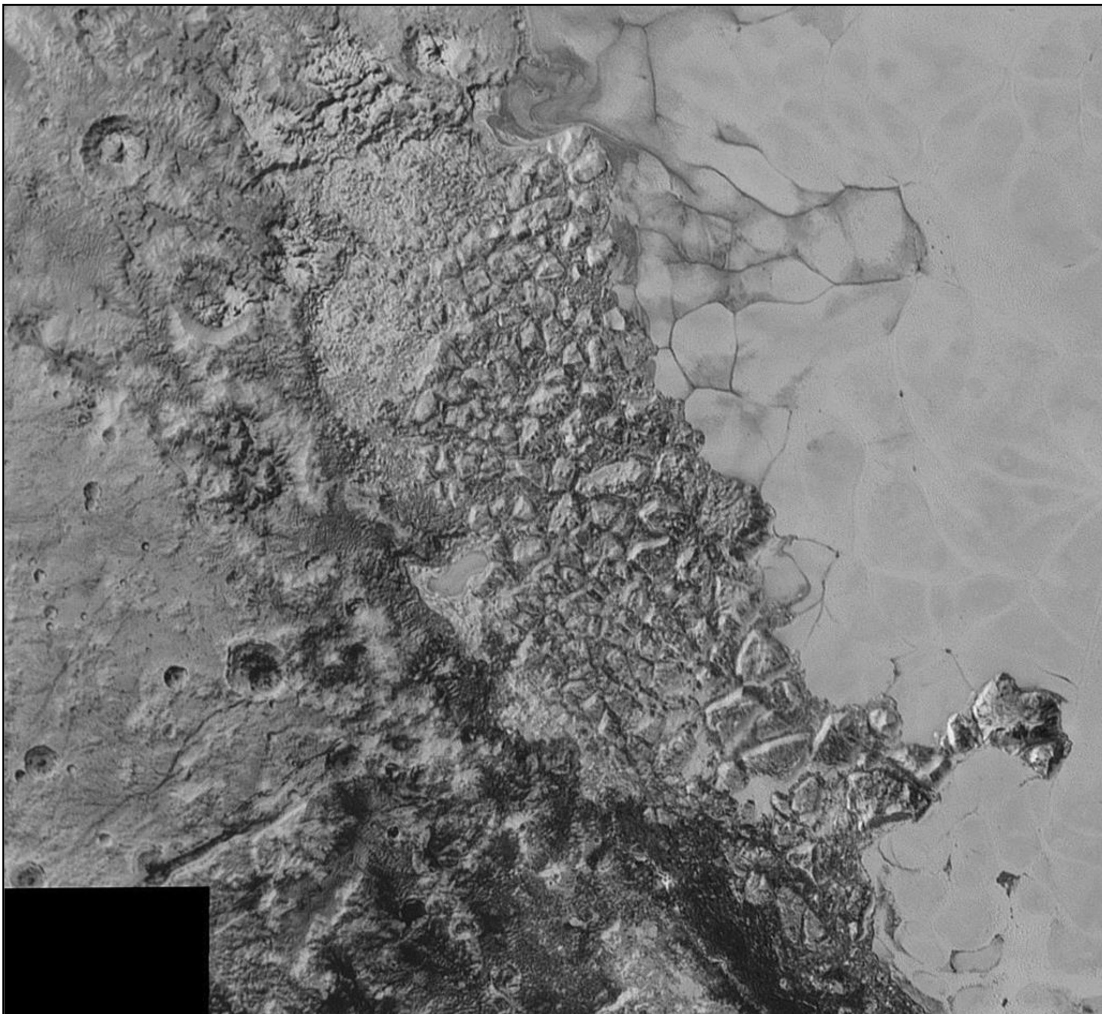
<u>**Descubrimientos en Plutón**</u>

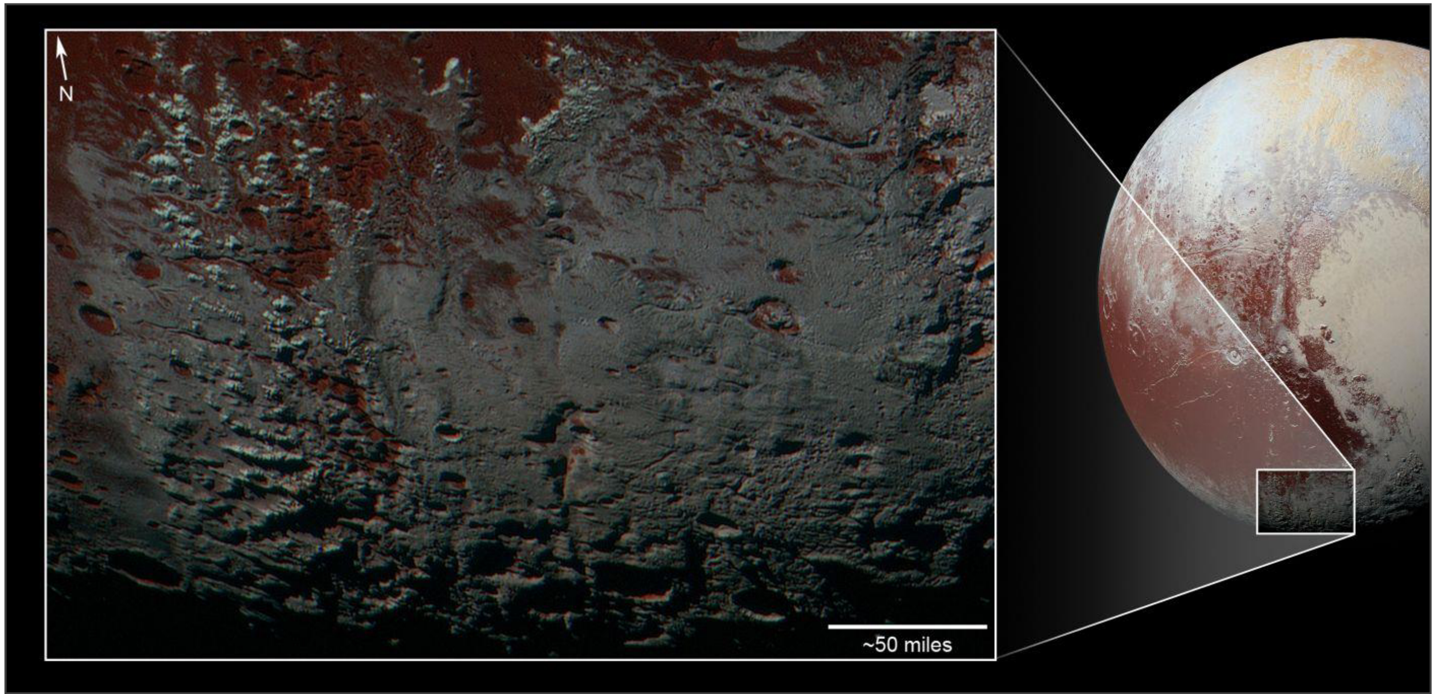
Hace millones de años, un asteroide impactó contra Plutón provocando un cráter que se llenó de hielo, y que a lo largo de los años y junto a la atracción gravitatoria de Caronte fueron los causantes de la desviación de su eje de rotación debido a la acumulación de hielo en esta depresión.

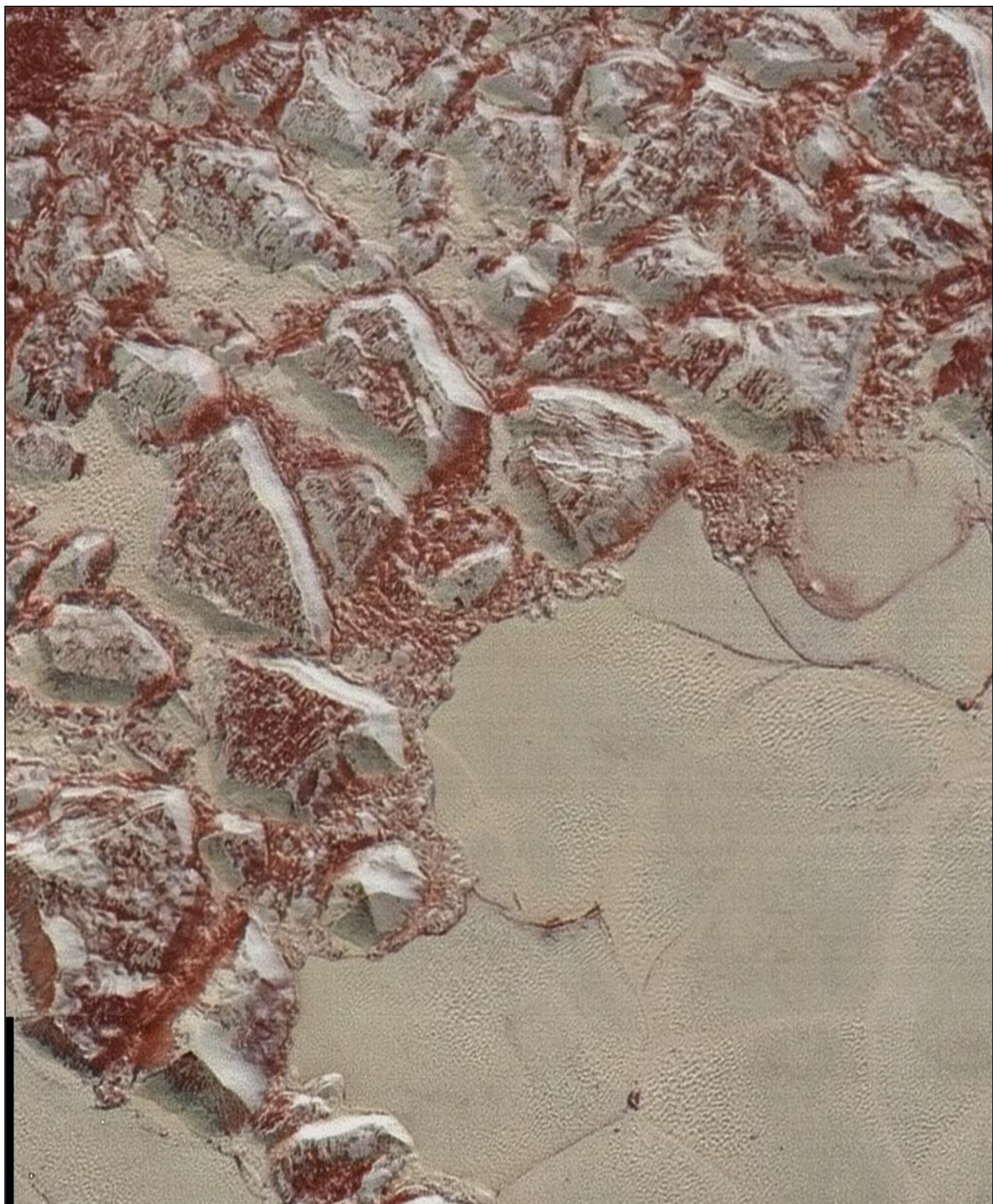
Se detectó evidencias geológicas generalizadas de actividad glacial en el pasado y el presente, incluyendo la formación de redes de valles erosionados, algunos de los cuales son valles colgantes (como los del Parque Nacional de Yellowstone) tiene una diversidad de formas de relieve y procesos (que continúan en el presente) la clave para entender la actividad en Plutón es el papel de la capa profunda de Nitrógeno sólido y otros hielos volátiles que llenan una vasta cuenca de 1000 Km de ancho, denominada Sputnik Planum.

Nuevos modelos numéricos de convección térmica dentro de esta capa de hielo no sólo explican las numerosas características de hielo poligonales vistas en su superficie, sino que indican que esta capa puede ser de hasta unos pocos Km de espesor, la evaporación de este Nitrógeno y la condensación en los terrenos más altos conduce al flujo de los glaciares de vuelta hacia la cuenca; modelos numéricos adicionales del flujo del hielo de Nitrógeno muestran cómo el paisaje de Plutón ha sido y sigue siendo transformado.

New Horizons también envió una multitud de datos en color y ángulo de fase de la bruma atmosférica notable que rodea al planeta, elevándose a cientos de Km por encima de la superficie, además de evaluar sus propiedades ópticas, el equipo científico examinó una extensa nube de neblinas qué forman capas y cómo varía espacialmente alrededor de Plutón.




N
~50 miles



Nombres de Plutón

Algunos de los nombres fueron sugeridos por miembros del público durante la campaña “Our Pluto”, otros nombres fueron utilizados informalmente por el equipo científico de New Horizons para describir muchas regiones de Plutón, sin embargo las designaciones aprobadas por la Unión Astronómica Internacional honran a muchas personas y misiones espaciales que allanaron el camino para la exploración histórica de Plutón y el Cinturón de Kuiper.

Tombaugh Regio: Clyde Tombaugh (1906-1997) Descubridor de Plutón en 1930 desde el Observatorio Lowell, Arizona.

Cráter Burney: Venetia Burney (1918-2009) Cuando era estudiante de 11 años de edad, sugirió el nombre de Plutón para el planeta recién descubierto de Clyde Tombaugh.

Sputnik Planum: Sputnik 1, Primer satélite espacial lanzado por la Unión Soviética en 1957.

Tenzing y Hillary Montes: Tenzing Norgay (1914-1986) sherpa indio/nepalí y Sir Edmund Hillary (1919-2008) montañista de Nueva Zelanda que fueron los primeros en llegar a la cumbre del Everest y regresar con éxito.

Al-Idrisi Montes: Ash-Sharif al-Idrisi (1100-1165/66) Cartógrafo y geógrafo árabe cuyo trabajo de referencia de la geografía medieval a veces se traduce como "El placer de aquel que anhela cruzar los horizontes".

Djanggawul Fossae: Tres seres ancestrales de la mitología indígena australiana que viajaron entre la Isla de los Muertos y Australia, creando el paisaje y llenándolo de vegetación.

Sleipnir Fossae: Poderoso caballo de 8 patas de la mitología nórdica que llevó al dios Odín al inframundo.

Virgil Fossae: Virgilio, uno de los más grandes poetas romanos y guía ficticia de Dante a través del infierno y el purgatorio en la Divina Comedia.

Adlivun Cavus: El inframundo en la mitología inuit.

Hayabusa Terra: Nave espacial japonesa que trajo a la Tierra la primera muestra de asteroide (2010)

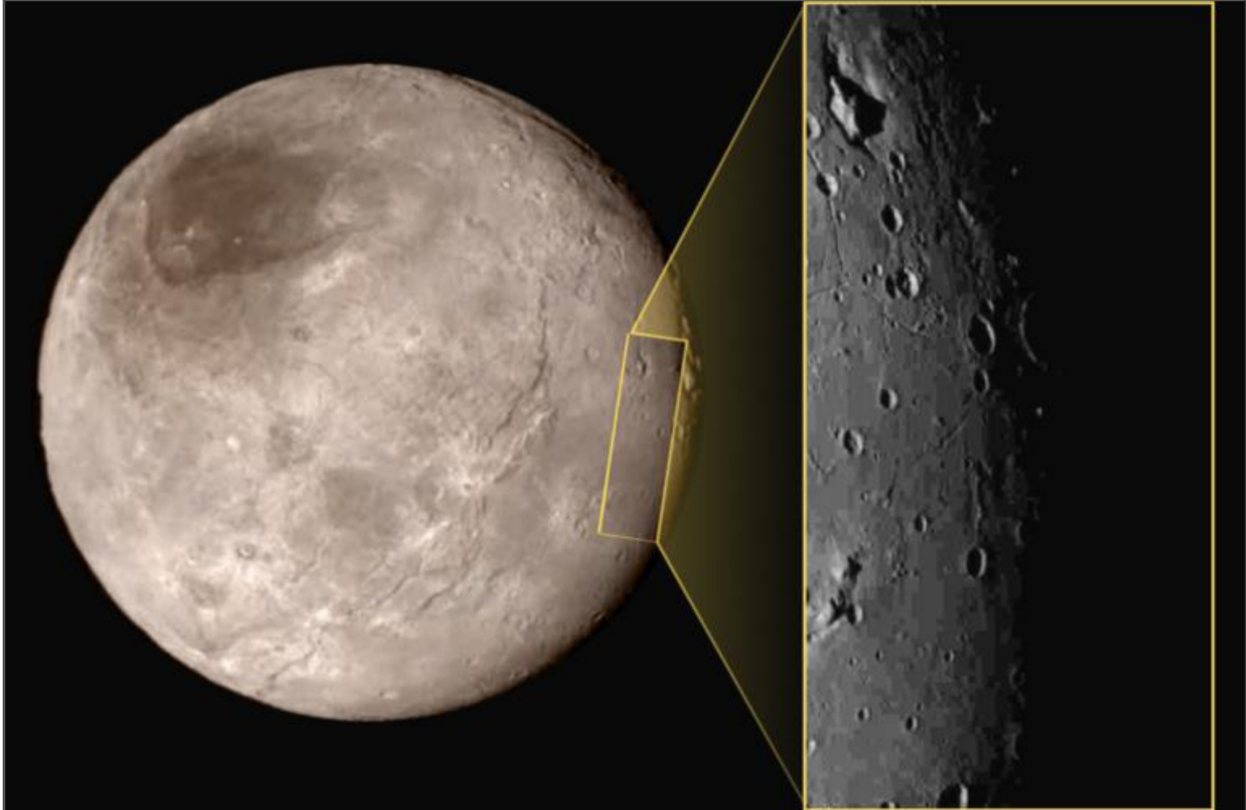
Voyager Terra: Sondas de la NASA, lanzadas en 1977.

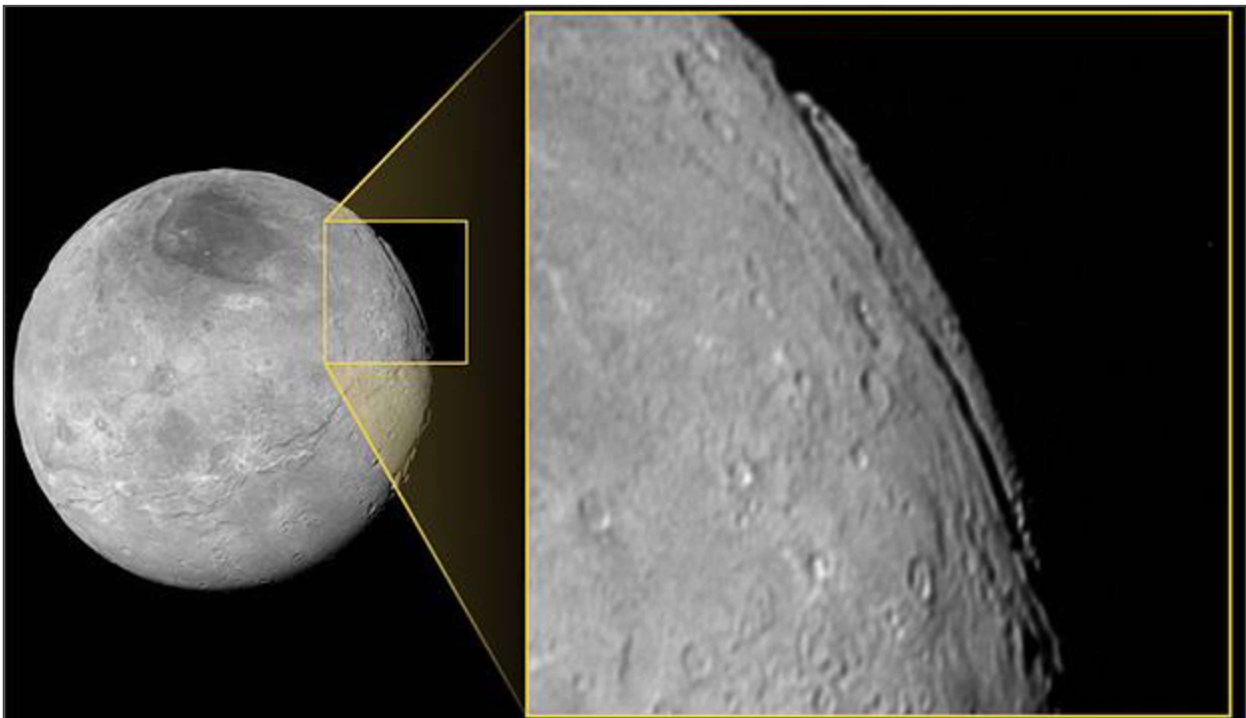
Tártaro Dorsa: Tártaro, el más profundo y oscuro pozo del inframundo en la mitología griega.

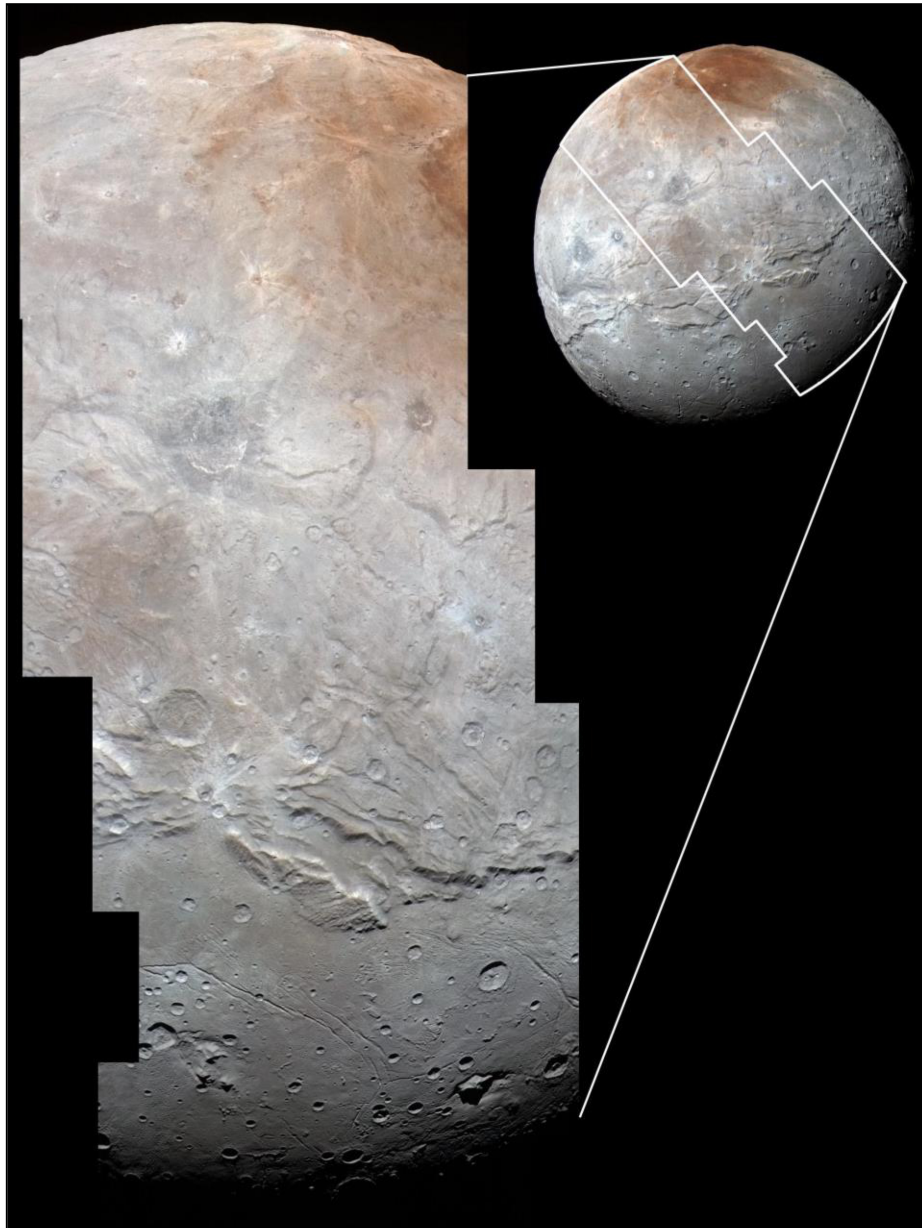
Cráter Elliot: James Elliot (1943-2011) Investigador del Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT) pionero en el uso de ocultaciones estelares para estudiar el Sistema Solar, descubriendo los anillos de Urano y la primera detección de la delgada atmósfera de Plutón.

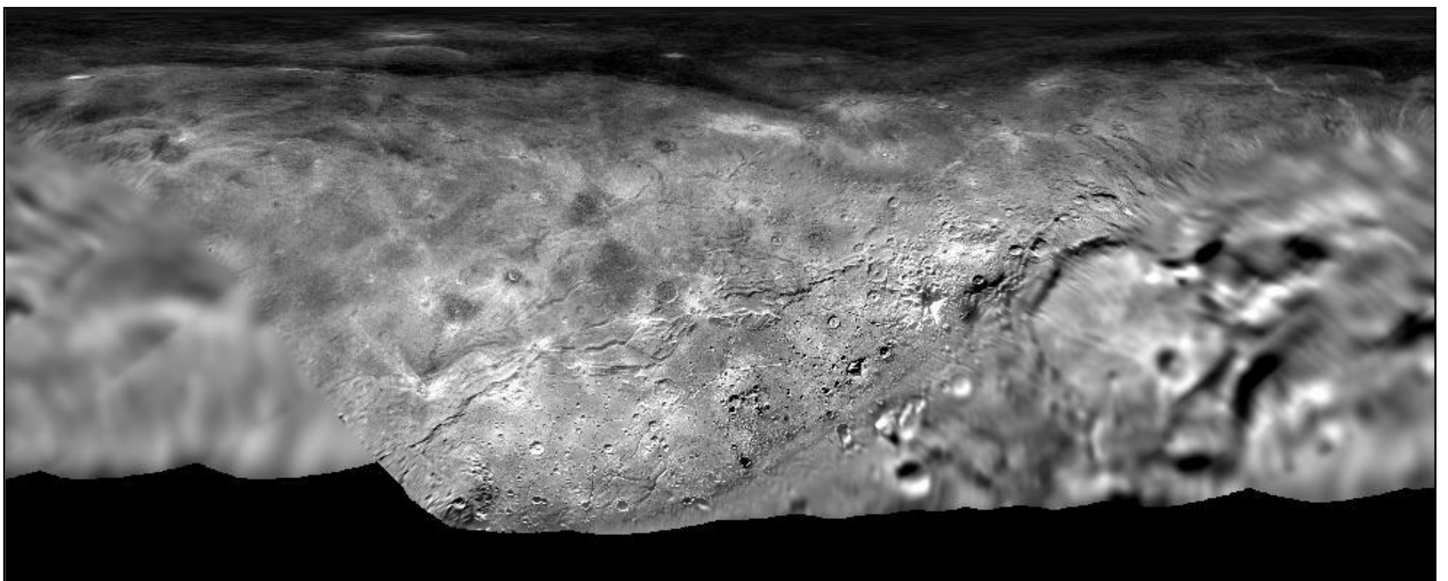
Lunas de Plutón

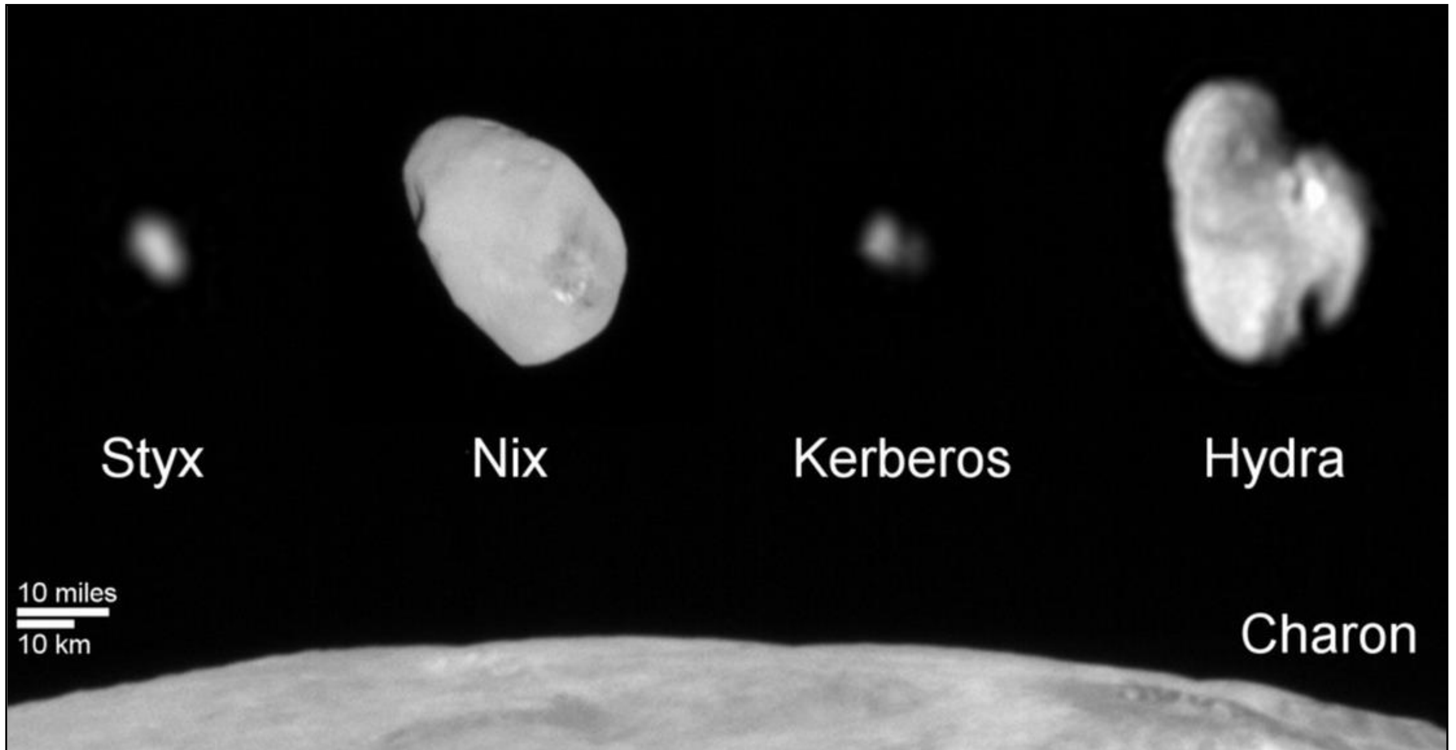
New Horizons también fotografió la luna mas grande de Plutón, Caronte y otras mas pequeñas como Hydra, Styx, Nix y Cerberos, los científicos encontraron nuevos límites de una atmósfera en Caronte, también estudiaron las observaciones espectrales IR tomadas por el instrumento LEISSA y se detectaron pruebas de que la absorción del amoniaco (NH_3) se produce en un nivel bajo a través de una gran parte de su superficie, uno de estos lugares (llamado informalmente Organa Cráter) fue señalado como especialmente rico en NH_3, todavía no se sabe lo que controla la distribución del NH_3 en Caronte, o si proviene del interior o de una fuente externa.



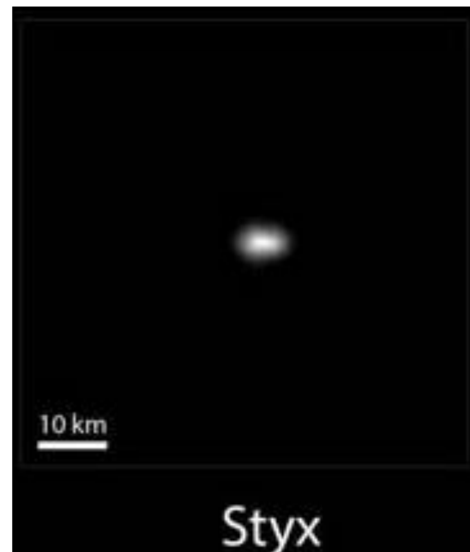


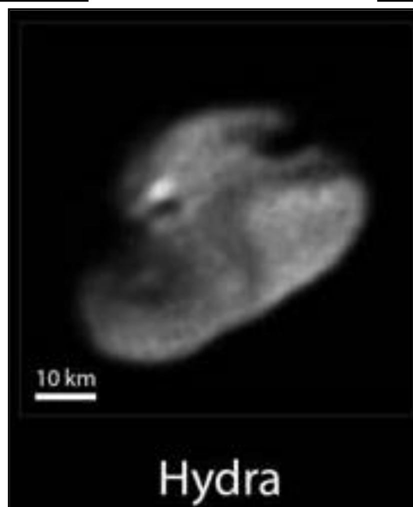





Styx
Nix
Kerberos
Hydra
10 miles
10 km
Charon

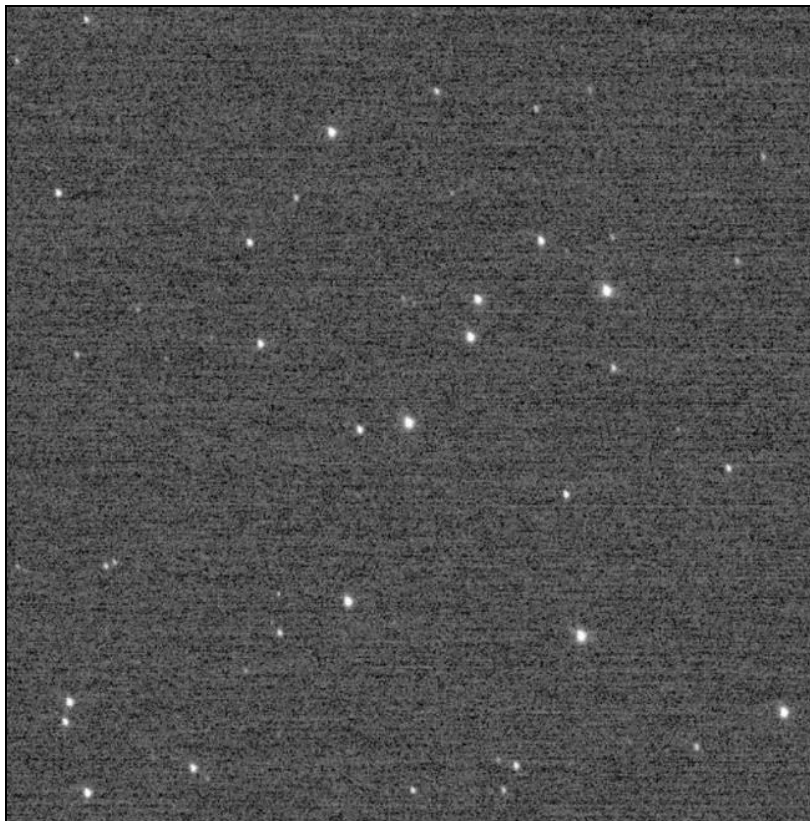

10 km
Nix


10 km
Styx

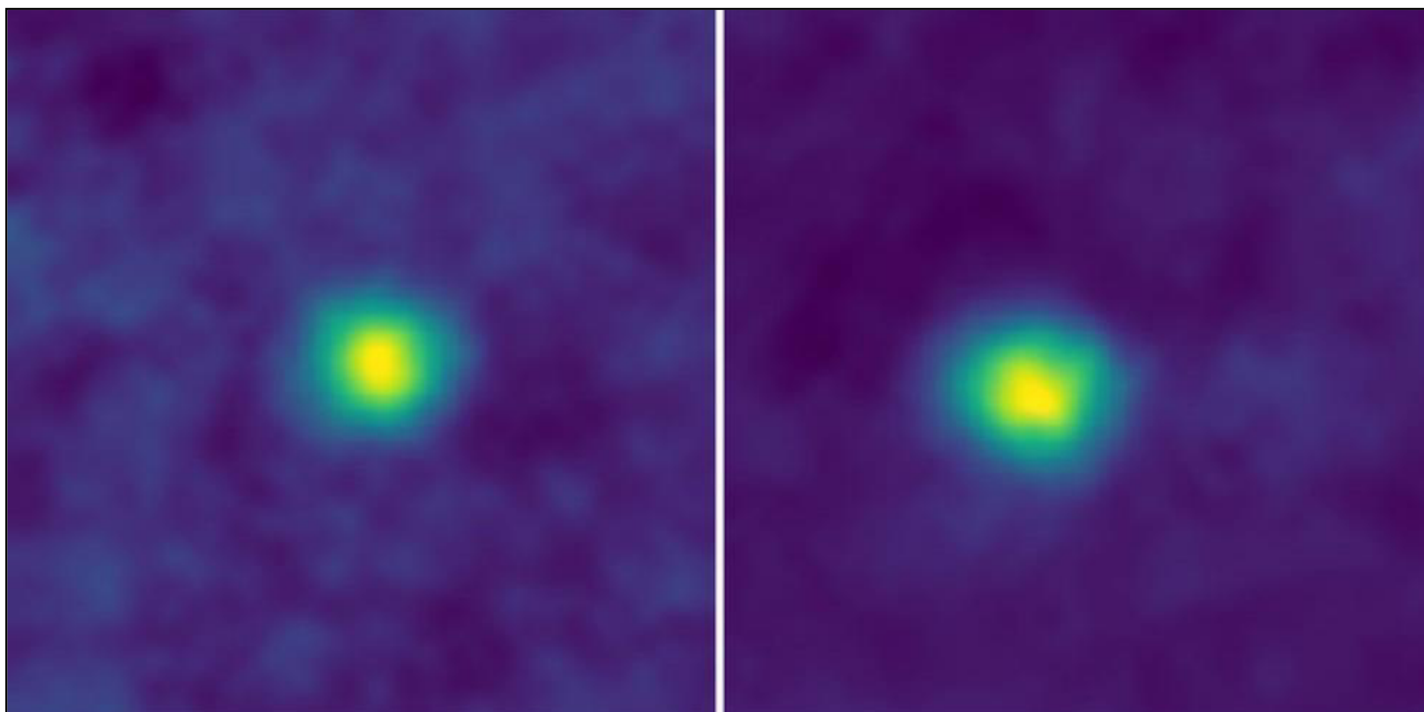

10 km
Hydra

Fotos más lejanas

Durante una operación rutinaria de calibración enfocando al Cúmulo Estelar Wishing Well, la cámara LORRI lo retrató el día 5-12-2017, a una distancia de 6120 millones de Km (40,9 U.A.) convirtiéndose durante unas horas en la fotografía más distante registrada.



Horas más tarde de haber fotografiado el Cúmulo Estelar, captó imágenes de dos objetos del cinturón de Kuiper denominados 2012 HZ84 y 2012 HE85.



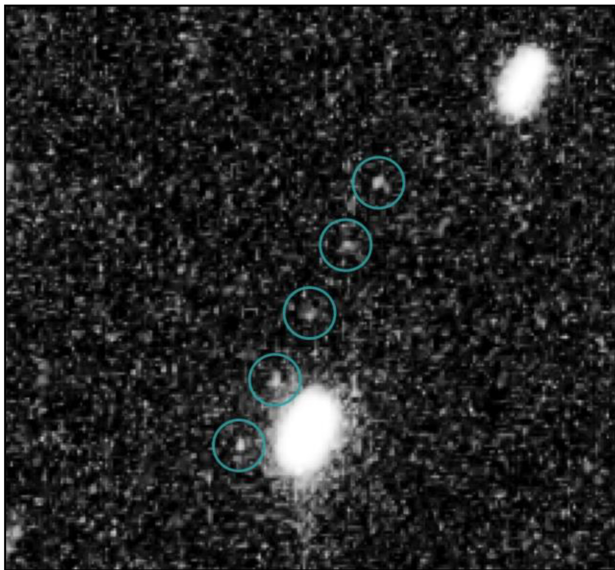
Objetivo lejano - MU 69 Ultima Thule

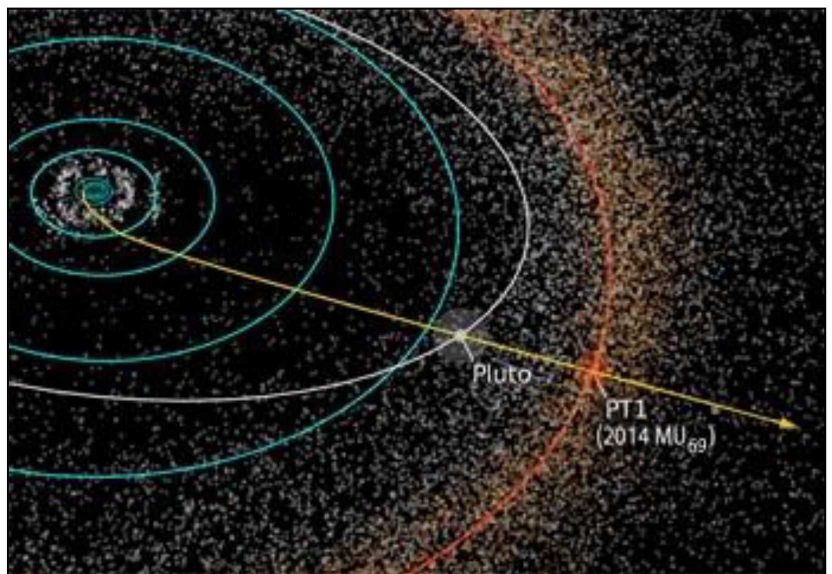
El próximo objetivo de la misión New Horizons sería estudiar un objeto del Cinturón de Kuiper denominado 2014 MU69 Última Thule, luego de cambiar el rumbo en cuatro ocasiones, la sonda llega al objetivo el 1-01-2019, sobrevolándolo a 35038 Km de distancia, las imágenes de MU69 mostraron que era un binario de contacto bilobulado, los dos lóbulos de MU69 parecen haberse formado cerca el uno del otro, convirtiéndose en un par orbital que posteriormente se unió a la evolución orbital y de mareas para fusionarse en el contacto binario, gira sobre su eje cada 15,92 hrs; su polo de rotación está inclinado aproximadamente 98° con respecto al plano de su órbita heliocéntrica, su superficie tiene una reflectividad de longitud de onda visible baja (albedo) muestra regiones más brillantes y más oscuras en toda su superficie, aunque el albedo varía sustancialmente, es uniformemente de color rojo, con sólo pequeñas variaciones (esta coloración probablemente representa un residuo refractario de hielos y moléculas orgánicas procesado por luz UV y rayos cósmicos), los espectros de la superficie revelaron detecciones de bandas de absorción tentativas debido al hielo de H_2O y metanol.

Geológicamente muestra una pequeña cantidad de cráteres, lo que proporciona evidencia de que hay un déficit de objetos del Cinturón de Kuiper de menos de 1 Km de diámetro, y que hay una tasa de colisión relativamente baja en esa zona, se encontró que el lóbulo más grande era lenticular, con dimensiones aproximadas de 22×20×7 Km, mientras que el lóbulo más pequeño es menos lenticular, con dimensiones aproximadas de 14×14×10 Km, no hay evidencia de satélites, anillos o una atmósfera existente.

Tanto la binariedad como la forma inusual de MU69 pueden ser comunes entre objetos del cinturón de Kuiper de tamaño similar, la observación de que sus dos lóbulos son discretos, han conservado sus formas básicas y no muestran una deformación prominente u otras características geológicas indicativas de una colisión energética o disruptiva indicando que MU69 es el producto de una suave fusión de dos cuerpos formados independientemente

Este objeto fue el más lejano fotografiado de cerca por una sonda espacial, luego de finalizar sus tareas en Plutón y el Cinturón de Kuiper, New Horizons continúa su viaje hacia el espacio interestelar, convirtiéndose de esta manera (junto a las sondas Pioneer y Voyager) en la quinta nave espacial en dejar el Sistema Solar.







Conceptos de misiones futuras a Plutón

No se ha planeado formalmente ninguna misión de seguimiento a la sonda New Horizons, pero se han estudiado al menos dos conceptos de misión, en 2017, se reunió un taller en Houston, Texas, para discutir ideas para una misión de seguimiento, los posibles objetivos discutidos por el grupo para una misión de seguimiento incluían mapear la superficie, observaciones de los satélites más pequeños de Plutón, observaciones de cómo Plutón cambia a medida que gira sobre su eje y mapeo topográfico de las regiones de Plutón que están cubiertos de oscuridad a largo plazo debido a su inclinación axial.

También se sugirió un módulo de aterrizaje en Caronte, que observaría a Plutón desde la superficie. Sin embargo, tal módulo de aterrizaje solo observaría el hemisferio de Plutón que mira hacia Caronte, ya que Plutón y Caronte están bloqueados por mareas, se estudió un orbitador al estilo nave Cassini/Huygens que usaría la gravedad de Caronte para ajustar su órbita mientras estudiaba Plutón y sus lunas, la sonda podría usar propulsión eléctrica y tendría la opción de usar la gravedad de Caronte para abandonar el sistema de Plutón después completar todos los objetivos científicos (entre ellos estudiar nuevos objetos del Cinturon de Kuiper) se previó que la sonda se lanzaría en 2030, con un tiempo de 7-8 años viajando al sistema de Plutón.

Pluto Orbiter y Lander - Direct Fusion Drive

El Pluto Orbiter and Lander Direct Fusion Drive fue un informe de la fase I de 2017 financiado por el programa Innovative Advanced Concepts (NIAC) de la NASA, un informe de Princeton Satellite Systems, Inc., describe una misión Direct Fusion Drive (DFD) a Plutón utilizando un reactor de fusión para enviar un orbitador y un módulo de aterrizaje de 1 tn en solo cuatro años, DFD es un motor de cohete de fusión nuclear conceptual de baja radiactividad, diseñado para producir tanto empuje como energía eléctrica para naves espaciales interplanetarias, el concepto se basa en el reactor de configuración de campo invertido de Princeton, inventado en 2002 por Samuel A. Cohen, probado experimentalmente en el Laboratorio de Física de Plasma de Princeton (instalación del Departamento de Energía de Estados Unidos) y evaluado por Princeton Satellite Systems, a partir de 2018, el concepto pasó a la Fase II para avanzar más en el diseño.

Los análisis predicen que el Direct Fusion Drive produciría entre 5-10 Newtons de empuje por cada MW de potencia de fusión generada, con un impulso específico de aproximadamente 10000 seg. y 200 kW disponibles como energía eléctrica. Aproximadamente el 35 % de la energía de fusión va al empuje, el 30 % a la energía eléctrica, el 25 % se pierde por el calor y el 10 % se recircula para el calentamiento de RF.

Dado que DFD proporciona potencia y propulsión en un dispositivo integrado, también proporcionaría hasta 2 MW de potencia a las cargas útiles al llegar, ampliando las opciones para la selección de instrumentos, comunicaciones láser/ópticas, e incluso transferir hasta 50 kW de potencia desde el orbitador al módulo de aterrizaje a través de un rayo láser que operaría a una longitud de onda de 1080 nm.

Pluto Hop, Skip & Jump

La empresa Global Aerospace Corporation presentó en el Simposio NIAC 2017 en Denver, un concepto de módulo de aterrizaje a Plutón denominado Hop, Skip y Jump; allí se describe una nave de reentrada que se frenaría usando el arrastre de la atmósfera delgada pero altamente dispersa de Plutón, una vez en la superficie, el vehículo aprovecharía la baja gravedad para saltar de un sitio a otro usando un propulsor.

Compartiendo la pasión por la astronáutica, el espacio y la aviación estamos en



Biblioteca Instituto Nacional de Derecho Aero Espacial (INDAE), Fuerza Aérea Argentina



Sección Astronáutica LIADA https://sites.google.com/site/seccionastronauticaliada/home

Blog Cometaria https://cometasentrerios.blogspot.com



Blog Argentina en el espacio http://argentinaenelespacio.blogspot.com/

Blog Libros, Revistas, Intereses http://thedoctorwho1967.blogspot.com/

Blog Aviacao em Floripa https://aviacaoemfloripa.blogspot.br *(Brasil)*

Blog Estación Vientos del Sur http://vientosdelsurestacion.blogspot.com/

Archivo Histórico de Revistas Argentinas www.ahira.com.ar

Fuentes de información y fotos vertido en el contenido de esta publicación

Del Gaizo César, New Horizons, Primera misión al último planeta, Aeroespacio N° 570, 2006.

Direct Fusion Drive to Mars: a FISO talk, Princeton Satellite Systems, 2013.

Direct Fusion Drive Quad Chart, Princeton Satellite System, 2018.

Hall Laura, Fusion-Enabled Pluto orbiter and lander, NASA, 2017.

Jet Propulsion Laboratory (JPL), NASA.

John Hopkins University Applied Physics Laboratory (JHUAPL), Ca.

Lemonick Michael, Vas a Marte a través de Fusion Power? Podría ser, Time, 2013.

Lowell Observatory, Flagstaff, Az.

Marín Daniel, Blog Naukas.

National Aeronautics and Space Administration (NASA)

New Horizons, Wikipedia, Enciclopedia Virtual

Roger Lowell Putnam, V. M. Slipher, Searching out Pluto-Lowell´s Transeptunian Planet-X, The Scientific Monthly, 1932.

Stern S. A. et al., Initial results from the New Horizons exploration of 2014 MU69, a small Kuiper Belt object, Science N° 364, eaaw9771, 2019.

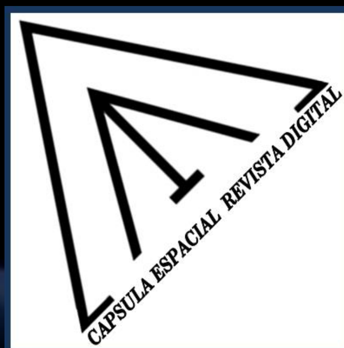
Thomas Stephanie, Fusion-Enabled Pluto orbiter and Lander-I, 2017.

Thomas Stephanie, Michael Paluszek, Samuel Cohen, Alexander Glasser, Propulsión de vuelo nuclear y futura: modelando el empuje del Direct Fusion Drive, 2018.

Yosef S. Razin, Gary Pajer, Mary Breton, Eric Ham, Joseph Mueller, Michael Paluszek, Alan H. Glasser, Samuel A. Cohen. Acta Astronautica, Vol. 105, N° 1, 2014.

Zain Husain Cómo Direct Fusion Drive (DFD) revolucionará los viajes espaciales, Brown Spaceman, 2016.





CAPSULA ESPACIAL

capsula-espacial.blogspot.com